



Study for the trajectory control of a coaxial helicopter Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

Treball Fi de Grau

Grau en Enginyeria en Vehicles Aeroespacials

Contingut: Memòria

Alumne: Guillem Magdaleno Gallego

Directors: Bernardo Morcego Seix
Ramon Pérez Magrané

Lliurament: 22 de Juny de 2016

Abstract

El present document és la memòria del Treball Final de Grau dels estudis de Grau en Enginyeria de Vehicles Aeroespacials (GrEVA) a l'Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa (ESEIAAT) de la Universitat Politècnica de Catalunya (UPC).

El treball consisteix en l'aplicació de l'algoritme de seguiment de trajectòria anomenat NonLinear Guidance en un helicòpter coaxial radio control convertit en un vehicle aeri no tripulat (Unmanned Aerial Vehicle – UAV).

Primerament, s'introdueix al lector al problema del seguiment de trajectòries, fent una revisió de l'estat de l'art dels diferents algoritmes existents. Dins d'aquesta revisió se'n tria un per a desenvolupar durant el present projecte, la NonLinear Guidance Law. A continuació es mostra tant l'helicòpter real sobre el qual es realitzarà la part pràctica del treball com l'espai on es dura a terme aquesta. Tot seguit es fa un estudi de la NonLinear Guidance Law mitjançant un model de l'helicòpter desenvolupat en Simulink. Finalment, es comprova el funcionament de l'algoritme sobre el sistema real, l'helicòpter ràdio control.



Agraïments

A en Bernardo i en Ramon, per la seva paciència i la seva dedicació.

A la meva família pel seu recolzament incondicional.

Acrònims

ESEIAAT	-	Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa
IAE	-	Integral Absolute Error
IEEE	-	Institute of Electrical and Electronics Engineers
IR	-	Infrared
ISE	-	Integral Squared Error
ITAE	-	Integral Time-Weighted Absolute Error
LED	-	Light Emiting Diode
LI-PO	-	Lithium Polymer
LOS	-	Line Of Sight
LQR	-	Linear-Quadratic Regulator
NED	-	Coordenades inercials North-East-Down
NLGL	-	Non Linear Guidance Law
PID	-	Proporcional-Integral-Derivatiu
SAC	-	Sistemes Avançats de Control
TCP	-	Transmission Control Protocol
UAV	-	Unmaned Aerial Vehicle
UDP	-	User Datagram Protocol
UPC	-	Universitat Politècnica de Catalunya
VTP	-	Virtual Target Point
WP	-	Waypoint

Índex de figures

Figura 1. Esquema de control de l'helicòpter	2
Figura 2. Control PID. Figura extreta de [12].....	3
Figura 3. Esquema de les trajectòries típiques. Figura extreta de [1].....	4
Figura 4. Esquema de la geometria de l'algoritme NLGL. Figura extreta de [1].	6
Figura 5. Esquema de camps vectorials per a trajectòries rectes i circulars. Figura extreta de [16]	7
Figura 6. Vista azimuthal d'un rotor en vol a punt fix.....	10
Figura 7. Asimetria de la sustentació	12
Figura 8. Helicòpter Walkera 5#10 i transmissor WK-2401. Figura extreta de [17]	13
Figura 9. Vista en planta del laboratori. Figura extreta de [8]	15
Figura 10. Càmera del sistema de visió amb la font de llum IR.....	16
Figura 11. Esquema de connexions de l'emissora WK-2401. Figura extreta i modificada de [2]	17
Figura 12. Pesat de l'helicòpter	18
Figura 13. Helicòpter abans de les modificacions	19
Figura 14. Prototip del tren d'aterratge imprès en 3D.....	20
Figura 15. Mecanisme de fixació del fil de niló	20
Figura 16. Versió final del tren d'aterratge.....	21
Figura 17. Peça per adaptar la cua original a una vareta de fibra de carboni ..	21
Figura 18. Peces per les unions de les barres	22
Figura 19. Helicòpter amb totes les modificacions instal·lades	22
Figura 20. Sistemes de referència.....	24
Figura 21. Càlcul dels paràmetres geomètrics de la NLGL	26
Figura 22. NLGL circular	26
Figura 23. Esquema de la NonLinear Guidance Law. Figura extreta de [3].....	27
Figura 24. Triangle rectangle.....	27
Figura 25. Definició dels angles θ i Ψ	28
Figura 26. Convergència de la NLGL	29
Figura 27. Resposta del sistema de guinyada en front un graó unitari.....	31
Figura 28. Resposta de l'angle de guinyada en front d'un graó.....	32
Figura 29. Resposta de l'angle de guinyada en front d'un graó variant.....	32
Figura 30. Trajectòria seguida utilitzant la L adaptativa	34
Figura 31. Esquema de control	35
Figura 32. Bloc del control de trajectòria	36
Figura 33. Trajectòria recta	37
Figura 34. Evolució del cross-track error amb el temps	38
Figura 35. Evolució la consigna de guinyada amb el temps.....	39
Figura 36. Trajectòria de l'helicòpter per a diversos angles inicials de guinyada	40
Figura 37. Trajectòria de l'helicòpter per diversos paràmetres L.....	41
Figura 38. Trajectòria de l'helicòpter per diversos increments de temps.....	42
Figura 39. Suma del cross-track en front de l'acció de control	43
Figura 40. Definició dels angles θ_v i Ψ_v	45

Figura 41. Vista isomètrica de la trajectòria	47
Figura 42. Vista de la trajectòria en el pla Est-A baix	47
Figura 43. Evolució del cross-track error amb el temps	48
Figura 44. Trajectòria seguida per l'helicòpter en funció del paràmetre L	49
Figura 45. Suma del cross-track en front de l'acció de control	50
Figura 46. Trajectòria seguida per l'helicòpter.....	51
Figura 47. Evolució del cross-track error amb el temps	52
Figura 48. Càlcul del cross-track error	53
Figura 49. Evolució la consigna de guinyada amb el temps.....	53
Figura 50. Trajectòria de l'helicòpter per a diversos angles inicials de guinyada	54
Figura 51. Trajectòria de l'helicòpter per diversos paràmetres L.....	55
Figura 52. Trajectòria de l'helicòpter per diversos increments de temps.....	56
Figura 53. Suma del cross-track en front de l'acció de control	57
Figura 54. Vista isomètrica de la trajectòria	60
Figura 55. Vista de la trajectòria en el pla Est-A baix	60
Figura 56. Trajectòria seguida per l'helicòpter en funció del paràmetre L	61
Figura 57. Suma del cross-track en front de l'acció de control	62
Figura 58. Imatges obtingudes pel sistema de visió	64
Figura 59. Dades mostrades pel sistema de visió	64
Figura 60. Esquema del posicionament de les càmeres al laboratori	65
Figura 61. Sistema de coordenades del sistema de visió	66
Figura 62. Adaptació del sistema de coordenades del sistema de visió	66
Figura 63. Diagrama de funcionament del sistema de control	67
Figura 64. Evolució de la posició en el temps	69
Figura 65. Evolució de l'angle de guinyada	70
Figura 66. Trajectòria de l'helicòpter en el pla Nord-Est.....	71
Figura 67. Trajectòria de l'helicòpter en l'espai	71
Figura 68. Trajectòria seguida per l'helicòpter en el pla Nord-Est	72
Figura 69. Trajectòria seguida per l'helicòpter en l'espai.....	73
Figura 70. Evolució de l'angle de guinyada en el temps.....	74

Índex de taules

Taula 1. Comparativa dels diferents algoritmes	9
Taula 2. Llegenda de la figura 39	43
Taula 3. Llegenda de la figura 45	50
Taula 4. Llegenda de la figura 53	57
Taula 5. Llegenda de la figura 57	62

Índex de continguts

1.	INTRODUCCIÓ	1
1.1.	OBJECTIUS	1
1.2.	ESTAT DE L'ART	1
1.2.1.	<i>Control d'un helicòpter</i>	1
1.2.1.1.	Tècniques de control	2
1.2.2.	<i>Seguiment de trajectòria</i>	4
1.2.2.1.	Algoritmes de seguiment de trajectòria	5
1.2.2.3.	Comparació dels algoritmes	8
2.	L'HELICÒPTER COAXIAL I L'ENTORN DE TREBALL	10
2.1.	INTRODUCCIÓ A L'HELICÒPTER	10
2.2.	L'HELICÒPTER DE TREBALL	13
2.3.	EL LABORATORI DE CONTROL	14
2.4.	CONDICIONAMENT DE L'HELICÒPTER	17
2.4.1.	<i>Determinació del pes màxim</i>	17
2.4.2.	<i>Redisseny del tren d'aterratge i de les varetes dels reflectors</i>	19
2.4.3.	<i>Possible millora futura sobre els motors</i>	23
2.5.	SISTEMES DE REFERÈNCIA	23
3.	SIMULACIÓ	25
3.1.	DESCRIPCIÓ DE LA NONLINEAR GUIDANCE LAW	25
3.1.1.	<i>Adaptacions i millores de la NLGL</i>	29
3.1.1.1.	<i>Modificació de l'acció de control</i>	29
3.1.1.2.	<i>Adaptació de la referència de la guinyada</i>	33
3.1.1.3.	<i>Introducció d'una L adaptativa</i>	33
3.3.	SEGUIMENT DE TRAJECTÒRIES RECTES	36
3.3.1.	<i>Aplicació de la NonLinear Guidance Law en trajectòries rectes planes</i>	37
3.3.2.	<i>Ampliació de la NonLinear Guidance Law a rectes en l'espai</i>	44
3.4.	SEGUIMENT DE TRAJECTÒRIES CIRCULARS	50
3.4.1.	<i>Aplicació de la NonLinear Guidance Law a trajectòries circulars planes</i>	50
3.4.2.	<i>Ampliació de la NonLinear Guidance Law al seguiment d'hèlixs</i>	58
3.4.3.	<i>Seguiment de trajectòries circulars amb el morro mirant cap a dins</i>	62
4.	EXPERIMENTACIÓ	64
4.1.	MESURES DEL SISTEMA DE VISIÓ	64
4.2.	CONJUNT DE PROGRAMES EN MATLAB	67
4.3.	EXPERIMENTS AL LABORATORI DE CONTROL	68
4.3.2.	<i>Experiments en el punt d'equilibri</i>	68
4.3.3.	<i>Experiment seguint una trajectòria recta</i>	72
4.3.4.	<i>Experiment de seguiment de trajectòries circulars</i>	74
5.	CONCLUSIONS	75
6.	LÍNIES FUTURES	77
7.	REFERÈNCIES	78

1.Introducció

1.1. Objectius

Aquest treball és una continuació directa del treball anomenat *Study for the modelling and control of a coaxial helicòpter Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* de Tomeu Rubí Perelló. En aquest treball es va modelar i dissenyar els sistemes de control per a l'helicòpter UAV Walkera 5#10 del grup de recerca Sistemes Avançats de Control de la UPC.

El principal objectiu del present treball és desenvolupar i implementar un algorisme de seguiment de trajectòries a partir d'aquest model.

Per tal d'assolir aquest objectiu es duran a terme les següents tasques:

- Recerca i lectura de bibliografia relacionada amb els diferents algorismes utilitzats per el seguiment de trajectòries en els UAV
- Comparar i escollir l'algorisme a desenvolupar
- Condicionament de l'helicòpter i el sistema de posicionament d'aquest
- Desenvolupament de l'algorisme escollit
- Implementació de l'algorisme i experimentació amb l'helicòpter

1.2. Estat de l'art

Els UAV han despertat un gran interès en els darrers anys, tant a nivell d'investigació com a nivell de professionals i persones que ho prenen com a hobby. Els UAV inicialment tenien un ús predominantment militar, però amb el constant abaratiment dels sensors i de l'electrònica en general, els UAV han vist diverses noves aplicacions com creació de mapes del terreny, vigilància o rescat entre altres. Aquestes aplicacions requereixen que l' UAV segueixi una trajectòria predefinida. Els algorismes de control de trajectòria, o en anglès path-following, permeten complir amb aquesta tasca. Els algorismes de seguiment de trajectòria han de complir dues característiques fonamentals: han de ser precisos i robustos davant de pertorbacions del vent.

1.2.1. Control d'un helicòpter

Un helicòpter pot moure's en qualsevol direcció, alhora que gira sobre si mateix. En un vol equilibrat, totes les forces i moments s'equilibren entre sí, i l'helicòpter roman estacionari o es mou a una velocitat constant en la direcció establerta. En el moment que es pertorba la condició d'equilibri, ja sigui per una ràfega de vent o per un moviment dels comandaments, la velocitat i/o la trajectòria de vol de l'helicòpter canvien. Unes vegades oscil·la en torn a la condició d'equilibri, unes altres canvia a una nova condició, i en ocasions no assoleix l'equilibri fins que s'introdueix una correcció en els comandaments, és a dir, fins que s'aplica una acció de control.

Per realitzar aquest control, un helicòpter consta necessàriament de dos nivells bàsics de control: control dinàmic de l'actitud i control de velocitat de translació.

Adicionalment també pot integrar control de posició, control d'altura, i control de seguiment de trajectòries. El darrer control citat serà el que es desenvoluparà en aquest projecte. A la figura 1 es pot observar un esquema bàsic de control de l'helicòpter.

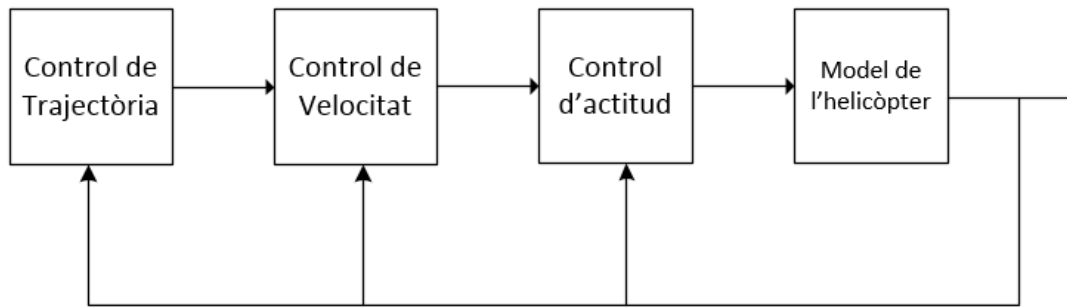


Figura 1. Esquema de control de l'helicòpter

A continuació es descriuran breument els dos nivells de control per sota del control de trajectòria, i que són necessaris per poder implementar-lo.

- Control d'actitud

El control d'actitud té per objectiu orientar l'helicòpter en l'espai, modificant els angles d'alabeig, capcineig i guinyada. És un sistema fortament acoblat, ja que al realitzar un moviment de capcineig o alabeig provoca l'aparició d'una velocitat en v_x o v_y respectivament. D'altra banda l'angle de guinyada no està lligat amb cap velocitat ni cap altre angle amb la qual cosa, és habitual desacoblar-lo dels angles de capcineig i balanceig a l'hora de dissenyar els sistemes de control. En l'helicòpter de treball, es va implementar en [2] un controlador PD per controlar l'angle de guinyada, mentre que degut a la complexitat del control dels angles de capcineig i alabeig es va implementar un control per realimentació d'estats.

- Control de velocitat

El control de velocitat té per objectiu regular les velocitats de l'helicòpter per tal de que aquestes segueixin les velocitats de referència. Resulta interessant veure de quines variables depenen fonamentalment les velocitats: v_x es modifica amb l'angle de capcineig, v_y amb l'angle de balanceig i finalment, v_z es modifica amb l'empenta dels motors. En l'helicòpter de treball, el control de velocitat s'ha implementat mitjançant l'ús d'uns controladors PID.

Com s'ha vist en el punt anterior els sistemes de control d'actitud i de velocitat són sistemes multivariables molt acoblats, és per això, que en el següent punt es tractaran les diferents tècniques de control emprades per tal de resoldre aquest problema.

1.2.1.1. Tècniques de control

Per dur a terme el control de l'helicòpter s'utilitzen tècniques molt diverses, però se n'utilitzen principalment les tres següents: control lineal clàssic (PID), control òptim i control robust.

- Control lineal clàssic: PID

Els controladors PIDs (Proporcional Integrador Derivatiu) són els més senzills de tots, i per aquest motiu són força utilitzats. Un controlador PID calcula l'acció de control a realitzar a partir de l'error entre la consigna i el resultat obtingut del procés. A la figura 2 pot veure's l'esquema d'un controlador PID.

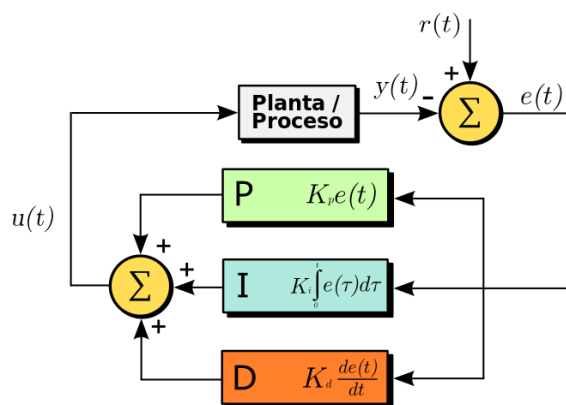


Figura 2. Control PID. Figura extreta de [12]

El càlcul de l'acció de control es realitza de la següent manera:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

I aplicant la transformada de Laplace:

$$u(s) = \left(K_p + \frac{K_i}{s} + K_d \frac{Ns}{s + N} \right) e(s)$$

On K_p , K_i i K_d són les constants dels termes proporcional, integral i derivatiu respectivament i N és una constant que determina la constant de temps del filtre del terme derivatiu.

L'acció del terme proporcional depèn de l'error actual, la del terme integral, dels errors anteriors i la del derivatiu és una predicció dels errors futurs.

El control mitjançant PIDs ha estat utilitzat en els anteriors projectes per a modelar els controladors de velocitat i trajectòria degut al seu bon funcionament.

- Control òptim

En el control òptim es defineix una funció del cost funcional de l'algoritme i es busquen els paràmetres que minimitzen aquest cost funcional. Dins del control òptim es troben diferents tècniques com per exemple el LQR (*Linear-Quadratic Regulator*) o LQG (*Linear-Quadratic-Gaussian*) entre d'altres. Aquesta tècnica de control és força utilitzada en el control de micro-UAV.

- Control robust

Els mètodes de control robust són força utilitzats en sistemes multivariables, ja que proporcionen un mètode de disseny més adequat que les tècniques clàssiques. El control robust assegura l'estabilitat del sistema fins i tot si el model utilitzat pel disseny no és del tot acurat, en detriment de renunciar a un control del sistema més ràpid i precís.

1.2.2. Seguiment de trajectòria

El problema que ha de resoldre un algoritme de seguiment de trajectòria és el següent: donada una trajectòria, la posició inicial de l'helicòpter P , i la seva orientació ψ , trobar l'angle de guinyada que permeti que l'helicòpter segueixi acuradament el camí.

Les dues trajectòries a seguir típiques són trajectòries rectes (a) i trajectòries circulars (b) i es poden veure a la figura 3 juntament amb altres paràmetres rellevants.

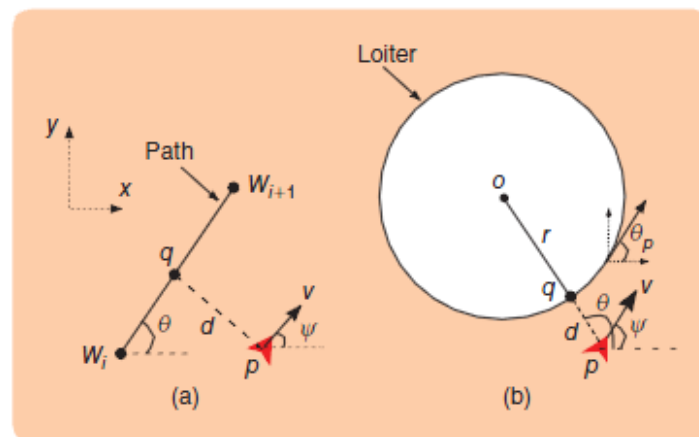


Figura 3. Esquema de les trajectòries típiques. Figura extreta de [1].

Els paràmetres més rellevants són: W_i , W_{i+1} , θ i d .

W_i i W_{i+1} són els *waypoints* o punts de pas. Les trajectòries rectes es defineixen mitjançant dos de punts de pas.

L'angle θ es defineix com l'angle entre l'eix horitzontal i la projecció de l'helicòpter a la trajectòria. Aquest angle es coneix com l'angle de línia de vista *LOS* (*Line-Of-Sight*).

La distància d és la distància entre l'helicòpter i la trajectòria. Aquesta distància es coneix com a *cross-track error*.

Es defineix θ_d com l'angle desitjat, l'angle que fa que l'helicòpter segueixi la trajectòria. En el cas de trajectòries rectes $\theta_d = \theta$. En el cas de les trajectòries circulars $\theta_d = \theta_p$, on θ_p és defineix com l'angle que fa que el vector velocitat sigui tangent a la trajectòria en aquell punt.

L'objectiu dels algoritmes de seguiment de trajectòria és que d i $|\Psi - \theta_d|$ tendeixin a zero quan el temps de missió tendeixi a infinit.

1.2.2.1. Algoritmes de seguiment de trajectòria

Els algoritmes de seguiment de trajectòria es poden dividir en dos grans grups: algoritmes geomètrics i algoritmes de control. Els algoritmes geomètrics tenen en compte només la geometria del problema i calculen angles i distàncies per tal de resoldre'l. Els algoritmes de control en canvi, tenen en compte també, la resposta del sistema a controlar, en aquest cas l'helicòpter.

A continuació es descriuen breument els algoritmes que s'utilitzen amb més freqüència en el seguiment de trajectòria.

a) Carrot-chasing algorithm

L'algoritme de *carrot-chasing* es basa en introduir un punt que es troba sobre la trajectòria a seguir i fer que l'helicòpter segueixi aquell punt. Aquest punt rep el nom de VTP (*Virtual Target Point*) i s'utilitza en més algoritmes. A mesura que el temps passi l'helicòpter anirà perseguint aquest punt, de forma que s'anirà aproximant a la trajectòria desitjada. En aquest algoritme el VTP representa la pastanaga, la qual l'helicòpter va perseguint, i d'aquí el nom de l'algoritme, *carrot-chasing*. Aquest algoritme també es coneix com a *rabbit-chasing* quan s'aplica en míssils.

b) NonLinear Guidance Law (NLGL)

La *NonLinear Guidance Law* també utilitza el concepte de VTP. El seu principi és el següent i es pot veure a la figura 4. Se suposa l'helicòpter en una posició p i des d'aquí es traça un cercle de radi L . Aquest cercle interseca la trajectòria establerta en dos punts s i s' , i depenent del sentit en que l'helicòpter s'hagi de moure es triarà un punt o un altre. Aquest algoritme presenta l'avantatge que s'implementa igual per a trajectòries rectes com per circulars. També cal destacar la importància d'establir un paràmetre L suficientment gran com per a que el cercle intersekti amb la trajectòria.

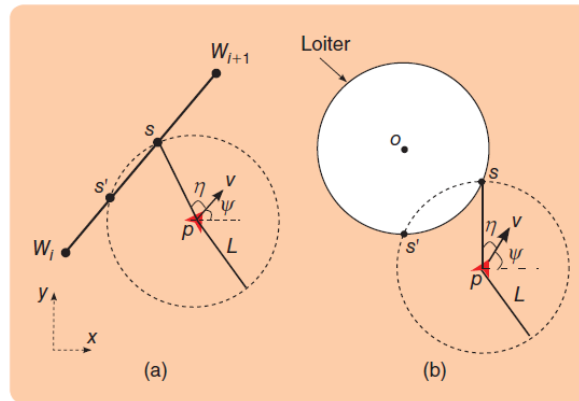


Figura 4. Esquema de la geometria de l'algoritme NLGL. Figura extreta de [1]

c) Pure-pursuit and LOS-based path following (PLOS)

El *pure-pursuit and LOS-based path following* és una combinació de les lleis de *pure-pursuit* i *LOS-based path following*. L'algoritme de *pure-pursuit* dona una acció de control en funció de la diferència que hi hagi entre l'angle desitjat θ_d i l'angle de guinyada Ψ , mentre que l'algoritme de *LOS* dona una acció de control en funció del *cross-track error*. El resultat final és la suma, ponderada mitjançant dues constants, d'aquestes dues accions de control. D'aquesta forma es veu com l'algoritme de *pure-pursuit* és l'encarregat que l'helicòpter s'orienti cap a la trajectòria i que el *LOS* és l'encarregat de fer que el *cross-track error* sigui zero.

d) Vector-Field-based path following (VF)

L'algoritme de *Vector-Field-based path following* crea un camp vectorial imaginari al voltant de la trajectòria a seguir. Els vectors estan orientats cap al camí a seguir i representen el camí a seguir. A la figura 5 s'observa el concepte d'aquest algoritme per a trajectòries rectes i circulars.

Per al seguiment de trajectòries rectes es defineix una frontera amb el paràmetre τ que delimita dues zones diferents. L'estratègia és que la forma de calcular l'angle de guinyada varia en funció de en quina de les dues zones estigui l'helicòpter, la més llunyana o la més propera. Quan l'helicòpter està a la zona més allunyada, aquest s'aproxima a la trajectòria amb un angle establert, conegut com angle d'entrada. Quan l'helicòpter creua la frontera, l'angle de guinyada es va adaptant per tal de seguir la recta.

Per al seguiment de trajectòries circulars l'algoritme genera un camp vectorial que convergeix en la circumferència desitjada, de forma que tant si l'helicòpter està a la part exterior com a l'interior de la circumferència, el camp vectorial dirigeix l'helicòpter cap a la trajectòria desitjada.

L'ús de camps vectorials és similar a l'ús de camps potencials els quals han estat àmpliament utilitzats en el seguiment de trajectòries. La diferència entre aquests

dos mètodes és que els camps vectorials no representen necessàriament el gradient d'un potencial, sinó que només indiquen la direcció de vol desitjada.

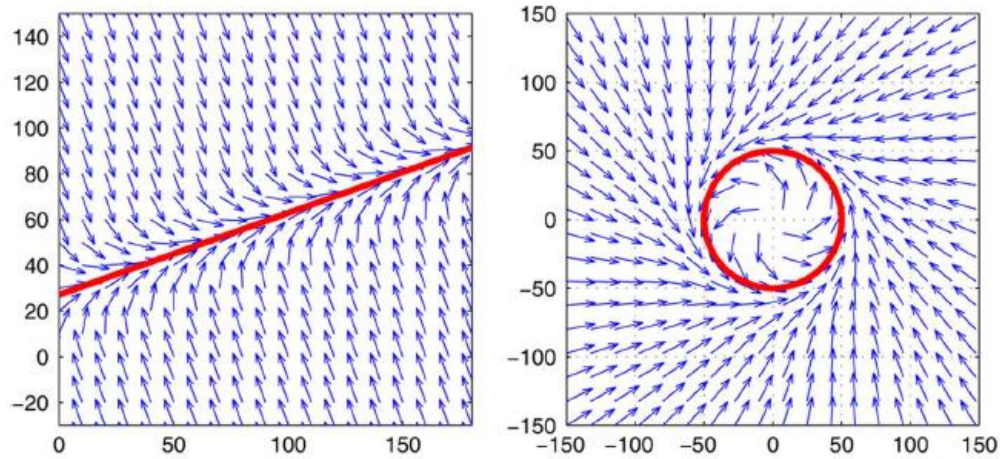


Figura 5. Esquema de camps vectorials per a trajectòries rectes i circulars. Figura extreta de [16]

e) Linear-Quadratic Regulator path following (LQR)

El *Linear-Quadratic Regulator path following*, a diferència dels anteriors algoritmes que són geomètrics, és un algoritme de control que permet determinar el mínim esforç de control necessari per a minimitzar el *cross-track error*.

1.2.2.2. Altres mètodes de seguiment de trajectòria

Als articles analitzats durant la recerca bibliogràfica duta a terme, s'hi han trobat diversos mètodes de control que implementen seguiment de trajectòria. Algunes fonts suggereixen utilitzar un algoritme de PID estàndard com a [18]. Algunes altres suggereixen utilitzar el control predictiu MPC, com per exemple a [19]. Hi ha mètodes de control avançats com el *Backstepping* [20] o el control adaptatiu, com a [21].

Tots els algoritmes de control tenen punts en comú: parteixen de modelitzar el vehicle que es vol controlar i parametritzar la seva trajectòria, per tal dur a terme el seu correcte seguiment.

A continuació es descriuen alguns dels mètodes implementats en la bibliografia consultada.

L'autor de "LQR-Based Trajectory Control Of Full Envelope, Autonomous Helicopter", Franko, [22] proposa linealitzar la dinàmica del vehicle a determinats règims de funcionament. Bàsicament relaciona velocitats, girs, moments i forces. A això se li afegeixen equacions cinemàtiques que relacionen les posicions i velocitats lineals. Es linealitzen les equacions i es dissenya el controlador LQR:

s'implementa amb una realimentació d'estats, un control proporcional-integral (PI) i un integrador d'estats.

Hi ha altres articles que presenten, com s'ha dit abans, un sistema de control PID per implementar el control de trajectòria. Aquest és el cas de "A Tight Path Following Algorithm of an UAS Based on PID Control" [23], on s'agafa de referència la trajectòria predefinida i la realimentació (per a corregir la curvatura d'aquesta trajectòria). Els guanys del controlador es calculen amb el mètode LQR.

Cunha *et al.* a "A path following controller for model-scale helicopters" [24], estudia el problema de seguiment de trajectòries aplicades a helicòpters a escala. Utilitza la tècnica del *gain scheduling*. El controlador per programació de guanys proposa una equivalència linealitzada al control de llaços tancats no linealitzats. Això s'aplica sobre un espai d'estat que caracteritza el comportament dinàmic del vehicle.

Zhu i Hou, proposa a "3-D Path-Following control for a model-scaled autonomous helicòpter" [25], un controlador pel problema de seguiment de trajectòries en 3D i sis graus de llibertat. Fa servir un mètode conegut com *backstepping* per tal de filtrar consignes. És un mètode de control no lineal i força complex. Es fan servir dues corbes en espai 3D i s'intersecten de manera que s'obtenen dues expressions que permeten obtenir la trajectòria implícita del camí triat. $P_r = \{[x_r, y_r, z_r]^T \in \mathbb{R}^3 | f_1(x_r, y_r, z_r) = 0 \text{ i } f_2(x_r, y_r, z_r) = 0\}$.

1.2.2.3. Comparació dels algorismes

A [1] hi ha una anàlisi detallada d'aquests cinc algorismes amb diferents paràmetres i pertorbacions. Les simulacions mostren que el VF *path-following* és el que segueix la trajectòria establerta de forma més precisa i el que requereix menys esforç de control. L'algoritme de NLGL presenta uns resultats molt similars. L'algoritme del *carrot-chasing* és el que pitjors resultats presenta. Els avantatges i les limitacions de cada algoritme estan resumits a la taula 1.

Les simulacions també mostren que els algorismes són robustos a l'hora de seguir trajectòries fins i tot sota diferents condicions de vent, amb la qual cosa tots compleixen un requisit fonamental.

Algoritme	Avantatges	Limitacions
Carrot	Implementació simple	Poc robust enfront de ràfegues de vent
NLGL	El mateix algoritme es pot utilitzar per qualsevol trajectòria	El <i>cross-track error</i> es més gran que en el VF

PLOS	Implementació simple	No pot seguir les trajectòries si $v_w > 0.5 V_{a1}$
LQR	Optimitza l'esforç de control	Té un <i>cross-track error</i> gran; no pot seguir les traectories si $v_w > 0.5 v_a$
VF	Té un <i>cross-track error</i> petit	S'han d'ajustar tres paràmetres.

Taula 1. Comparativa dels diferents algoritmes

Un cop feta aquesta revisió i comparativa dels diferents algoritmes, s'ha decidit implementar la *NonLinear Guidance Law*, ja que és quasi tant precisa com el *Vector-Field* i presenta els avantatges de tenir només un paràmetre que ajustar en front de tres.

1 V_w : Velocitat del vent
 V_a : velocitat de l'helicòpter respecte els eixos body

2. L'helicòpter coaxial i l'entorn de treball

2.1. Introducció a l'helicòpter

En aquest apartat s'introdueixen els principis bàsics de funcionament dels helicòpters i les seves diferents configuracions existents d'aquests, per posteriorment poder-los comparar amb l'helicòpter de treball d'aquest projecte, un helicòpter coaxial.

Un helicòpter és una aeronau que se sustenta i propulsa per un o més rotors horitzontals formats per dues o més pales que giren al voltant d'un eix vertical. Els helicòpters es classifiquen dins del grup d'aeronaus d'ala rotatòria, en contraposició a les aeronaus d'ala fixa, com podrien ser per exemple els avions.

En un helicòpter trobem quatre elements de control: el cíclic, el col·lectiu, l'antiparell i l'empenta. A continuació se'n detalla el funcionament.

El control del cíclic, també comunament anomenat *joystick* per la seva forma, rep aquest nom perquè canvia l'angle d'atac de les pales de l'helicòpter de forma cíclica en funció de la posició azimuthal de la pala. D'aquesta forma s'aconsegueix una distribució de la sustentació més gran a la zona en què s'ha augmentat l'angle d'atac i per tant, s'aconsegueix que el rotor s'orienti en una direcció concreta i que l'helicòpter es mogui en aquella direcció, de forma que si el pilot mou el *stick* del cíclic cap a una direcció, l'helicòpter es mourà en aquella mateixa direcció. A la figura 6 es pot observar com es defineix la posició azimuthal del rotor d'un helicòpter.

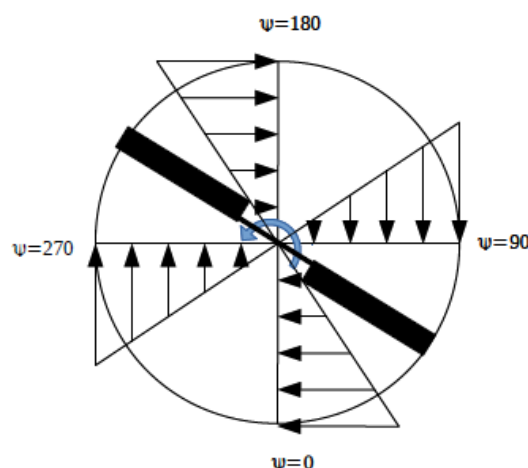


Figura 6. Vista azimuthal d'un rotor en vol a punt fix

El control del col·lectiu canvia l'angle d'atac de tots els perfils alhora independentment de la seva posició azimuthal. Per tant, movent el col·lectiu s'aconsegueix que l'empenta de l'helicòpter augmenti o disminueixi, modificant

d'aquesta forma l'altitud de l'helicòpter. El mecanisme que permet controlar tant el col·lectiu com el cíclic és el plat cíclic, el qual es pot moure cap amunt o cap avall de l'eix del rotor per canviar el pas col·lectiu, o pot canviar el seu angle per fer que l'helicòpter es mogui en la direcció desitjada.

El control de l'empenta serveix per a controlar la potència produïda pel bloc motor, el qual està connectat al rotor mitjançant una caixa de transmissió amb relació de transmissió fixada. El control de l'empenta del motor serveix per mantenir el rotor de l'helicòpter dins del rang de RPMs en el qual aquest pot operar.

El control de l'antiparell serveix per canviar la direcció en la qual apunta el morro de l'helicòpter. Aquest procés es duu a terme de maneres diferents en funció de la configuració del(s) rotor(s) de l'helicòpter. A continuació es detallaran quines són aquestes possibles configuracions, els seus possibles avantatges o desavantatges i els principis de funcionament bàsics.

- **Helicòpter amb un sol rotor principal i NOTAR**

Aquesta configuració de rotors és la més habitual. Consta d'un rotor principal que és l'encarregat de proporcionar l'empenta i d'un rotor antiparell. Quan el rotor principal gira, aquest crea un moment rotatiu en el sentit oposat al sentit de gir de les pales. És per això que és necessari un rotor antiparell que pugui contrarestar aquest parell. Aquest rotor antiparell és un rotor molt més petit que el principal i que gira a una velocitat angular molt més elevada. Aquest rotor es col·loca a la punta de la cua de l'helicòpter i crea una empenta en direcció perpendicular a la del rotor principal, que permet contrarestar el parell del rotor principal. El rotor antiparell és també l'encarregat de controlar l'angle de guinyada.

L'evolució d'aquesta configuració d'helicòpter són els helicòpters *NOTAR*, que correspon a l'acrònim *No TAIL Rotor*, és a dir, helicòpter sense rotor de cua. En aquest tipus d'helicòpters en lloc d'utilitzar un rotor de cua per contrarestar el moment del rotor principal, s'expulsa aire a pressió per la cua de l'helicòpter. Aquest aire comprimit es genera mitjançant una hèlix de pas variable moguda pel motor de l'helicòpter.

- **Rotors disposats en tàndem**

Els helicòpters amb els rotors disposats en tàndem consten de dos rotors muntats un darrere de l'altre a diferents altures. Aquesta configuració és típica en helicòpters de transport.

A diferència dels helicòpters amb un sol rotor principal, que com s'ha vist necessiten un rotor de cua per contrarestar el parell del motor produït pel rotor principal i mantenir-se estable, en aquests helicòpters s'utilitzen rotors contra rotatius, cancel·lant cadascun d'ells el parell generat per l'altre. D'aquesta

manera tota la potència generada pel bloc motor s'utilitza per a generar sustentació, a diferència d'un helicòpter amb un rotor de cua.

En aquesta configuració de rotors, el control de l'angle de guinyada s'assoleix inclinant els dos rotors en direccions oposades, és a dir, per a rotar en sentit horari, el rotor de davant s'inclinaria a la dreta i el rotor de darrera cap a l'esquerra, mentre que per girar en sentit anti-horari, es realitzaria l'operació inversa.

- **Rotors coaxials**

Els helicòpters del tipus coaxial tenen dos rotors, muntats l'un a sobre de l'altre, que roten en sentits oposats. L'avantatge principal dels rotors coaxials és que s'elimina el problema de l'asimetria de la sustentació en vol cap endavant. Aquest fenomen s'entén de forma clara a la figura 7. El rotor pot dividir-se en dues meitats; una meitat que es mou en el mateix sentit que la velocitat incident, i l'altra que es mou en la contrària. En la meitat que avança en el mateix sentit que la velocitat incident, el perfil veu una velocitat que és la suma d'aquestes dues (la velocitat de la pala més la velocitat del vent), de forma que genera una sustentació més gran que l'altra meitat que veu una velocitat que és la resta de la velocitat de la pala menys la velocitat del vent. Aquesta asimetria de la distribució de la sustentació provocaria que la sustentació resultant no estigués aplicada a l'eix del rotor, sinó que estigués clarament desplaçada cap a un costat, en el de l'exemple de la figura 7, cap a la dreta, i que per tant el rotor s'inclinés i l'helicòpter es desplaqués horitzontalment.

En el cas dels helicòpters amb un sol rotor aquest fenomen es compensa variant l'angle d'atac de la pala en funció de la posició radial de la mateixa.

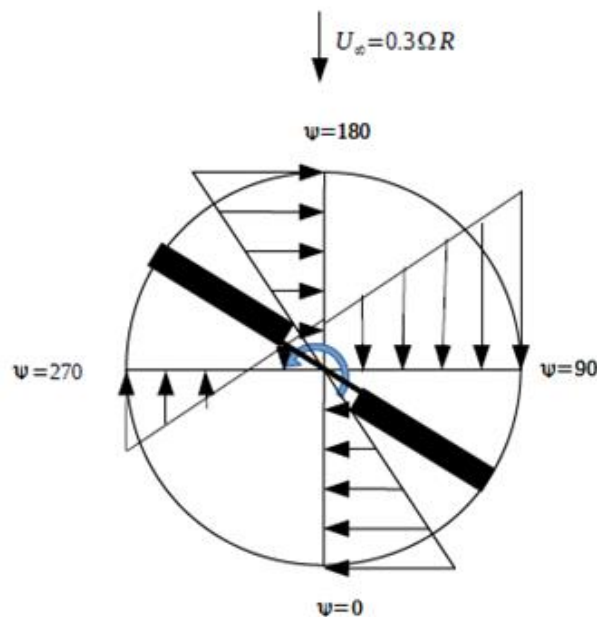


Figura 7. Asimetria de la sustentació

En el cas dels rotors coaxials però, aquest efecte es compensa de forma automàtica, ja que la sustentació de la meitat que avança del rotor superior es compensa amb la meitat que avança del rotor inferior, i passa el mateix per la meitat que retrocedeix.

Tot i aquest avantatge des del punt de l'aerodinàmica, aquest rotor presenta un important inconvenient, l'alta complexitat mecànica. El fet de tenir dos rotors implica duplicar tots els elements de control.

En aquests helicòpters el fet que hi hagi dos rotors contrarrotatoris, igual que en el cas de la configuració en tàndem, elimina la necessitat de rotor antiparell. Per a realitzar el control de la guinyada s'aplica una diferència de velocitat de rotació entre els dos rotors, de forma que per obtenir una velocitat de guinyada en sentit horari s'augmenta la velocitat de rotació del rotor que gira en sentit antihorari i es redueix la velocitat de gir de l'horari, mentre que per obtenir una velocitat de guinyada en sentit antihorari es realitza el procediment contrari.

2.2. L'helicòpter de treball

L'helicòpter de treball és el *Walkera 5#10* i es controla mitjançant l'emissora WK-2401, ambdós aparells poden observar-se a la figura 8. Es tracta d'un helicòpter radio control del tipus coaxial. Com s'ha vist en l'anterior apartat anterior, aquests helicòpters presenten avantatges com l'absència de rotor de cua o l'eliminació del problema de l'asimetria de la distribució de la sustentació, a costa d'una major complexitat mecànica. En els helicòpters ràdio control aquesta complexitat mecànica es resol de la següent manera: s'elimina la duplictat del plat cíclic i s'incorpora una barra estabilitzadora en el rotor superior, de forma que les accions de control només es realitzen en el rotor inferior. La barra estabilitzadora és una barra que consta de dos pesos en els extrems i que serveix per fer més lenta, i per tant més estable, la resposta de l'helicòpter.



Figura 8. Helicòpter Walkera 5#10 i transmissor WK-2401. Figura extreta de [17]

A nivell de control aquest helicòpter, com la majoria d'helicòpters coaxials ràdio control, presenta algunes diferències, degudes a les simplificacions mecàniques, respecte als helicòpters reals. Per tant a continuació es detallaran els elements de control per a aquest helicòpter.

- Plat cíclic

El cíclic funciona de la mateixa forma que ho faria en un helicòpter de mida real, amb l'única diferència de que en aquest cas només n'hi ha un i actua sobre el rotor inferior. Per tant, mitjançant el cíclic es controlaran els angles de capcineig i alabeig i per extensió les velocitats en l'eix x i l'eix y.

- Col·lectiu

En aquest model no es disposa d'un plat col·lectiu com a tal que reguli l'angle d'atac de les pales, el que es fa en canvi és actuar directament sobre la velocitat de gir de les pales i d'aquesta manera s'aconsegueix controlar l'altitud de l'helicòpter.

- Control de guinyada

El control de guinyada es duu a terme de la mateixa manera que en un helicòpter convencional, aplicant una diferència de velocitat de gir sobre els rotors, s'aconsegueix la guinyada.

- Empenta

Mitjançant l'*stick* esquerra del transmissor es regulen les revolucions a les que giren els dos motors de forma que permet controlar l'alçada de l'helicòpter.

Per tal d'identificar l'helicòpter mitjançant un programa de visió per computador desenvolupat a [14], originalment s'havia instal·lat sobre l'helicòpter un sistema actiu format per tres torretes de LEDs IR. Els LEDs es van situar en el pla zx de l'helicòpter, en llocs estratègics per intentar evitar que s'obstaculitzessin entre ells i intentar que sempre fossin visibles els tres a les dues càmeres. El problema però, és que el pes dels LEDs juntament amb una bateria Li-Po 1S addicional (no es pot utilitzar la mateixa ja que sinó, el temps de vol es veu molt perjudicat, quedant-se aquest en uns 4 minuts, insuficient per realitzar els experiments) i el cablejat i resistències necessaris resulta excessiu i l'helicòpter no pot volar correctament. És per això, que a [2] es va substituir aquest sistema d'identificació actiu, per un de passiu; es van substituir els LEDs per uns reflectors IR a la mateixa posició.

2.3. El laboratori de control

En aquest apartat s'expliquen les característiques principals de l'entorn de treball del laboratori de control situat al campus de la Universitat Politècnica de

Catalunya, a Terrassa. Es recomana fer referència a [1] per llegir amb més detall com ha estat dissenyada la plataforma de control. L'equip del SAC ha realitzat diversos projectes que donen com a fruit el disseny i condicionament del laboratori de treball, i del sistema de control de l'helicòpter, així com el sistema de visió.

Al laboratori es disposa de dues càmeres de vídeo que formen 90° l'una respecte de l'altre i que permeten identificar l'helicòpter de treball en l'espai. Cal tenir en compte a l'hora de realitzar els experiments, que aquest espai es força limitat, tal i com es pot veure a la figura 9 aquest espai està delimitat per un cub de dos metres cúbics.

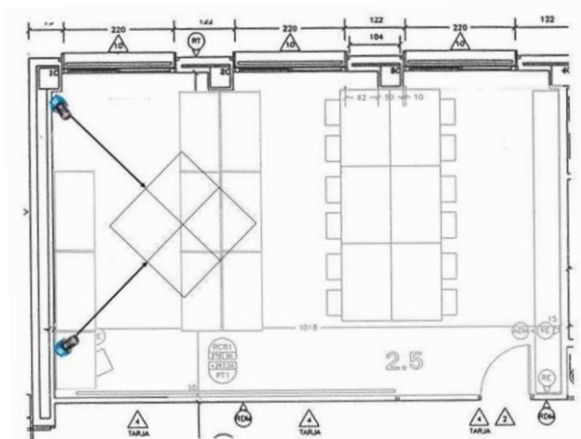


Figura 9. Vista en planta del laboratori. Figura extreta de [8]

Les dues càmeres utilitzades en el laboratori són dues càmeres del model DMK 31AU03 de la marca The Imaging Source a les quals se'ls ha acoblat un filtre infraroig per tal de captar només aquest tipus de llum. Aquestes càmeres detecten els tres punts infrarojos dels reflectors de l'helicòpter i mitjançant la triangulació de les dues imatges en calculen la posició i l'actitud. La font de llum infraroja utilitzada per tal de que es reflecteixi en els reflectors de l'helicòpter és un conjunt de LEDs muntats en un marc de cartró muntat a sobre de la càmera, tal i com es pot veure a la figura 10.

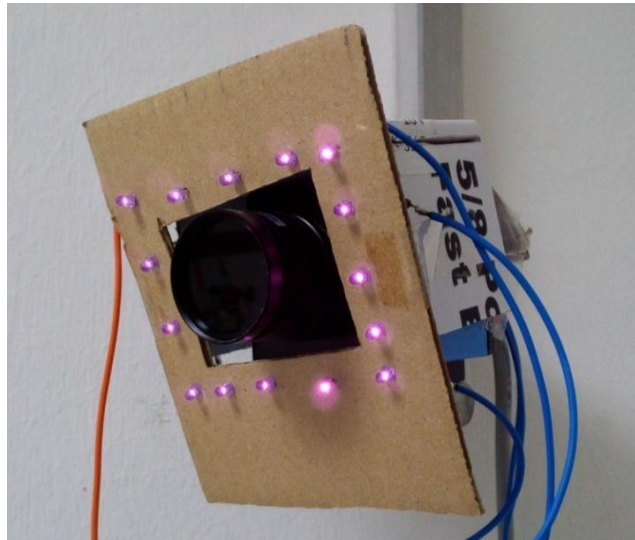


Figura 10. Càmera del sistema de visió amb la font de llum IR

Les càmeres capturen les imatges a una freqüència de 30 fps, és per això que el software de control (un script en Matlab) s'executa a aquesta freqüència també (1/30 segons). De fet s'executa a una freqüència una mica inferior per tal d'assegurar que es reben totes les mostres correctament i no se'n perd ninguna.

Per tal d'enviar les accions de control que calcula el programa a l'helicòpter s'utilitza una emissora WK-2401 modificada. Aquesta emissora pot funcionar en dos modes diferents que es seleccionen mitjançant un interruptor. En el primer mode les consignes que envia l'emissora són aquelles que introdueix l'usuari mitjançant el propi comandament, mentre que en l'altre els senyals de controls enviats són els que calcula el *script* de Matlab. Això permet a l'usuari enlairar l'helicòpter i deixar-lo en vol a punt fix en la posició inicial desitjada, i tot seguir prémer aquest interruptor per a fer que sigui l'ordinador qui controli l'helicòpter. Aquest interruptor és també una mesura de seguretat, ja que si s'observa que l'helicòpter està apunt de xocar-se, es pot accionar aquest interruptor en qualsevol moment per tal de passar a un control manual i evitar la col·lisió.

L'emissora i l'ordinador es comuniquen mitjançant dues targetes d'adquisició de dades. Les targetes utilitzades són: la targeta 1710U de la marca *Advantech PCI* i la targeta USV-6008 de la marca *National Instruments*. Notar que s'utilitzen dues targetes diferents ja que amb una sola no es tenien prou sortides analògiques, que són les que s'utilitzen per enviar els senyals de control. A la figura 11 s'observa l'esquema de connexions entre aquestes dues targetes i l'emissora. En blau estan senyalades les sortides, és a dir, els valors que llegeix l'ordinador i en vermell les entrades, és a dir, el valor que calcula l'ordinador i que envia a l'helicòpter. Finalment en verd estan senyalades les connexions a terra.

És important destacar, que l'esquema trobat a [2] era incorrecte, ja que estaven creuades les entrades i les sortides. Això va causar molts problemes, perquè a l'hora de realitzar les connexions l'emissora, com és lògic, no funcionava

correctament. Per tant, això va obligar a desmuntar l'emissora per tal de veure on es trobava el problema. A la figura 11 es presenta l'esquema de connexions corregit.

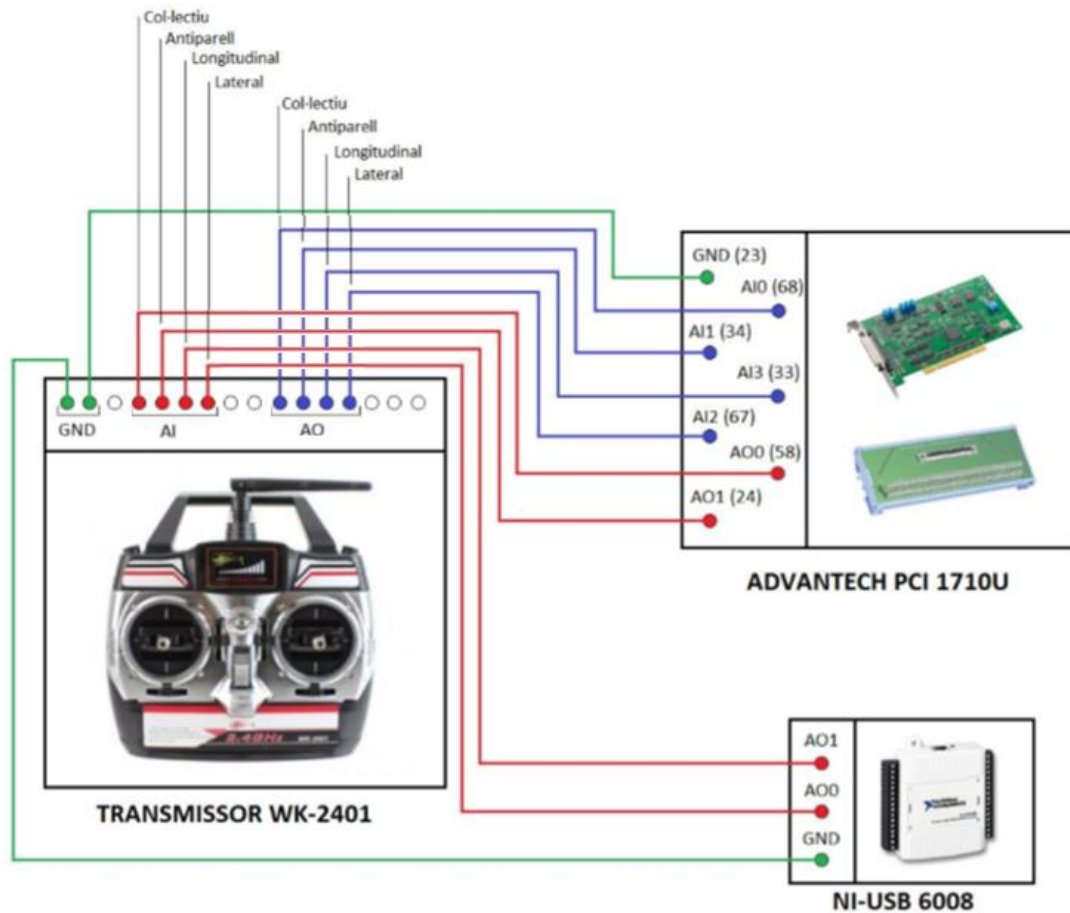


Figura 11. Esquema de connexions de l'emissora WK-2401. Figura extreta i modificada de [2]

2.4. Condicionament de l'helicòpter

Abans de poder realitzar les proves experimentals amb l'helicòpter, s'ha hagut de realitzar un condicionament previ. A continuació es detalla aquest condicionament.

2.4.1. Determinació del pes màxim

Al realitzar les primeres proves de vol amb l'helicòpter s'ha observat com aquest pesava massa i no aconseguia enlairar-se, és per això que el primer que s'ha fet és desmuntar tot el que no fos estrictament necessari (varetes, reflectors, etc.) i veure com es comportava l'helicòpter en aquestes condicions de pes.

Una de les primeres coses que s'ha substituït ha estat una regleta que hi havia al cable d'alimentació. S'ha canviat per una soldadura que s'ha protegit amb un

tub termoretràctil per tal d'evitar curtcircuits. Només aquesta modificació per si sola ha permès reduir el pes de l'helicòpter en 3 grams, que tal i com es veurà en aquest apartat és un pes molt gran.

El resultat de la reducció de pes ha estat molt satisfactòri, l'helicòpter en aquestes condicions és molt maniobrable i té una autonomia d'entre 5 i 6 minuts, suficient com per realitzar els experiments. Tal i com es pot veure a la figura 12, l'helicòpter en aquestes condicions pesa 177 grams. Cal tenir en compte que en aquestes proves no es va treure la cua, cosa que es pot fer i redueix el pes en 8 grams, quedant per tant el pes mínim de l'helicòpter en uns 169 grams.



Figura 12. Pesat de l'helicòpter

Un cop determinat el pes mínim s'ha procedit a afegir pes mitjançant monedes enganxades amb cinta adhesiva a l'helicòpter fins a trobar el pes màxim de l'helicòpter. Cal destacar que és important enganxar les monedes el més properament al centre de gravetat de l'helicòpter, per tal de no modificar-lo, ja que sinó l'helicòpter es torna incontrolable al no estar les forces correctament compensades. Després de realitzar aquest experiment s'ha determinat que el pes màxim suplementari que pot aixecar l'helicòpter és d'uns 20 grams. Per tant, aquests 20 grams és el marge de pes que es té per realitzar totes les modificacions, tal i com es pot veure es tracta d'un marge de pes molt ajustat. En ell s'hi ha aconseguit incloure el tren d'aterratge, els reflectors i les varetes necessàries per col·locar-los.

2.4.2. Redisseny del tren d'aterratge i de les varetes dels reflectors

Com s'ha destacat en l'anterior apartat, el pes és una característica fonamental i serà la principal propietat que es tindrà en compte a l'hora de fer les modificacions.

La primera modificació que s'ha fet ha sigut redissenyar el tren d'aterratge, ja que era excessivament pesat. L'anterior tren d'aterratge, tal i com es pot veure a la figura 13, consistia en enganxar amb una mescla d'araldite i tela varetes de fibra de carboni al tren d'aterratge original de l'helicòpter. Finalment, mitjançant goma elàstica, s'unien els extrems de les potes per tal de conferir-li més resistència a l'estructura.



Figura 13. Helicòpter abans de les modificacions

En aquest projecte el que s'ha fet és dissenyar mitjançant *SolidWorks* una peça que substitueix el tren d'aterratge original, la qual porta preparades unes entrades per les potes de fibra de carboni. D'aquesta forma s'aconsegueix estalviar l'araldite i la tela necessaris per unir les varetes a l'helicòpter, ja que la mescla de tela y araldite és molt pesada, cada unió pesa aproximadament 2 grams, pes que es pretén reduir de forma dràstica amb aquesta millora. A la figura 14 es pot veure el primer prototip de la peça impresa en 3D.

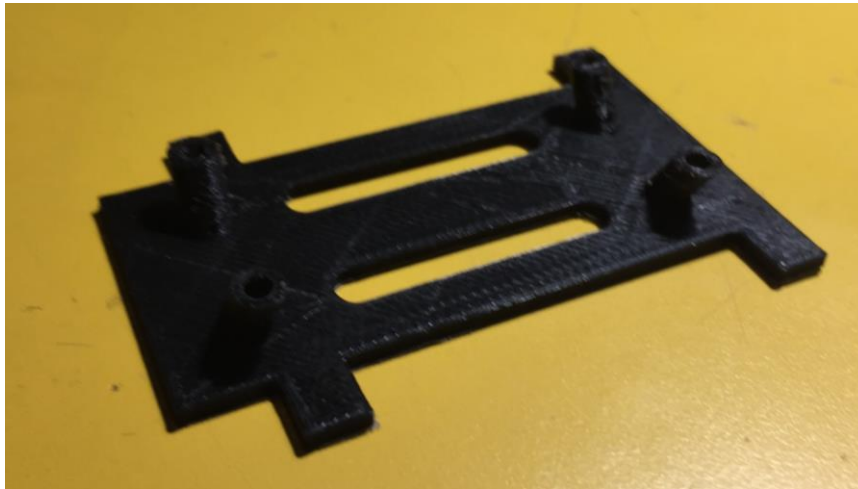


Figura 14. Prototip del tren d'aterratge imprès en 3D

Per arribar a aquest disseny, s'han realitzat abans diverses proves, per tal de determinar, principalment, quin era el gruix mínim que garantia una resistència suficient i quin material era el més adequat per aquest treball. El resultat final ha estat d'un gruix de 1,5 mm i el material emprat ha estat PLA, que ha demostrat ser més resistent que no pas l'ABS. La resta de dimensions de la peça queden determinades de forma bastant automàtica per l'estructura de l'helicòpter i poden consultar-se a l'annex d'aquest treball. El pes de la peça és de 4 grams, . S'ha aconseguit per tant, un estalvi d'uns 2 grams.

Els extrems finals de les varetes de fibra de carboni s'han lligat amb fil de niló, d'aquesta manera es restringeix el moviment lateral de les varetes i s'evita que es trenqui l'encastament degut a les deformacions de les varetes. S'ha decidit substituir la goma elàstica per fil de niló per dos motius: el niló és més lleuger i té una excel·lent resistència a tracció sense deformar-se. Aquestes propietats el converteixen en el material idoni. Finalment per tal de restringir el moviment vertical del fil de niló al llarg de les varetes s'han afegit unes petites peces de plàstic, tal i com es pot veure a la figura 15.

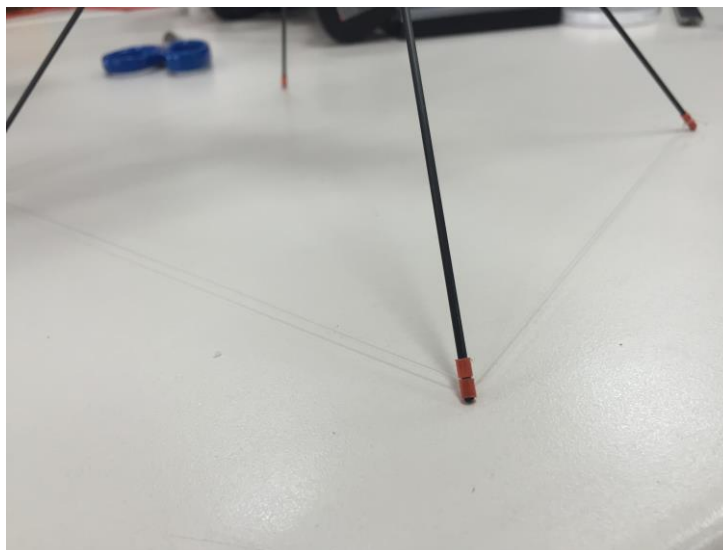


Figura 15. Mecanisme de fixació del fil de niló

El problema d'aquest primer prototip, és que el fil de niló és crític. Si aquest es trenca o es desfan els nusos, l'encast del tren d'aterratge és incapaç d'aguantar el moment flector degut a les deformacions i es trenca molt fàcilment. Per tal d'evitar que la peça es trenqui amb tanta facilitat, s'ha dissenyat un segon prototip en el qual s'ha reforçat l'encastament. D'aquesta forma s'obté una resistència molt més gran, a costa això si, d'incrementar el pes de la peça en 2 grams més. El disseny final de la peça es pot veure a la figura 16.



Figura 16. Versió final del tren d'aterratge

També s'ha dissenyat una peça cilíndrica que permet substituir la cua original per una vareta de carboni. Aquesta peça es pot veure a la figura 17

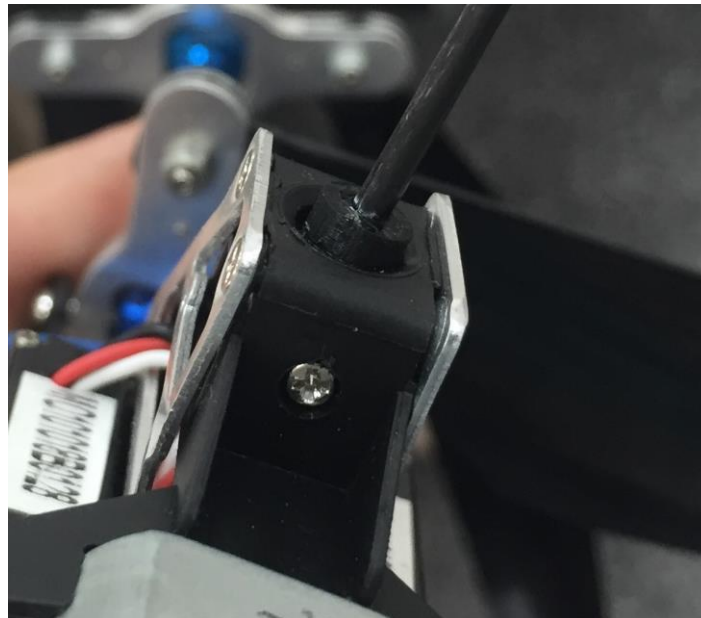


Figura 17. Peça per adaptar la cua original a una vareta de fibra de carboni

Finalment, destacar que per les unions entre les varetes, s'han dissenyat diverses peces en 3D, tal i com es pot veure a la figura 18. Aquestes peces li confereixen una rigidesa a les unions molt superior a la obtinguda mitjançant

adhesius, mantenint un pes resultant similar. Els plànols d'aquestes peces poden consultar-se també a l'annex.

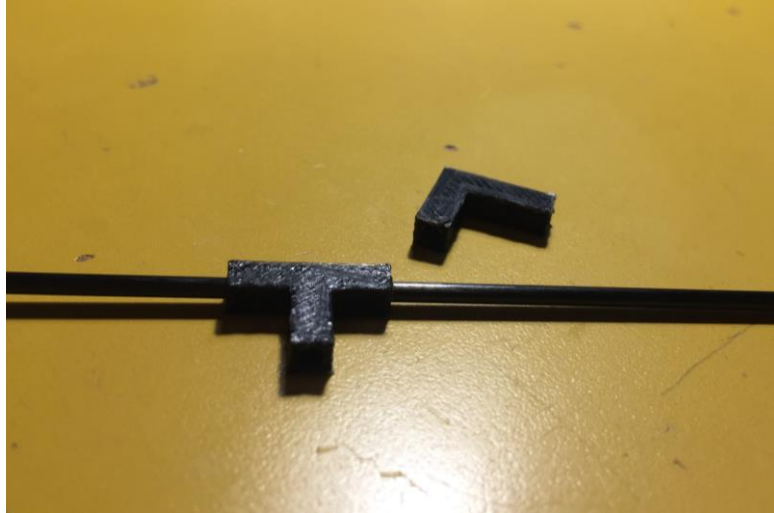


Figura 18. Peces per les unions de les barres

A més a més de totes aquestes millores, durant el condicionament de l'helicòpter s'ha detectat que les bateries no estaven en bon estat i, per tant, s'han substituït per unes de noves.

A la figura 16 es pot observar com ha quedat la configuració final de l'helicòpter, després d'aquestes modificacions. El pes final de l'helicòpter és de 192 grams. S'ha aconseguit, doncs, el primer objectiu: incorporar totes les modificacions dins d'un marge de 20 grams per tal que l'helicòpter pugui volar i es pugui realitzar la part experimental d'aquest projecte. A la figura 19 pot veure's una foto amb l'helicòpter amb totes les modificacions.

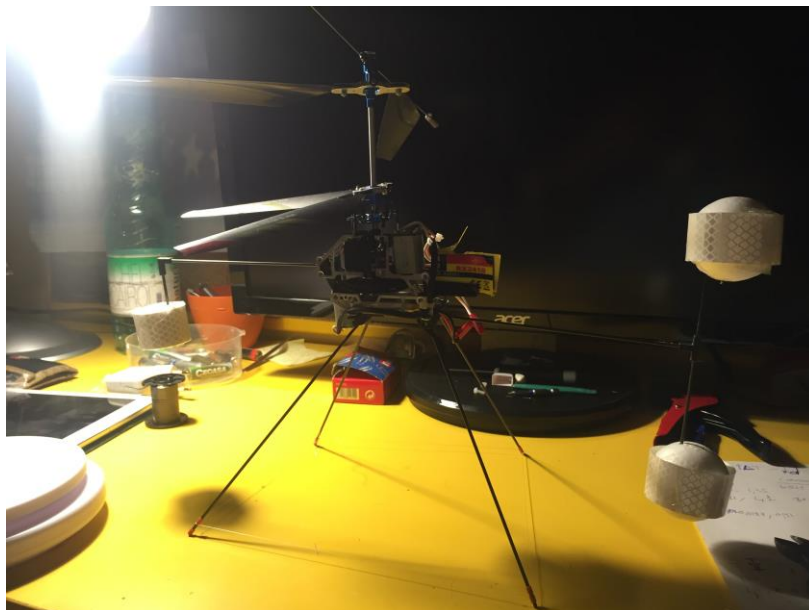


Figura 19. Helicòpter amb totes les modificacions instal·lades

2.4.3. Possible millora futura sobre els motors

L'helicòpter utilitza dos motors de corrent continua amb escombretes per moure els rotors. Aquests motors són molt ineficients i presenten problemes de manteniment a causa de tenir les escombretes. És, per això que una millora futura molt a tenir en compte seria la de substituir-los per uns de més moderns sense escombretes. Amb aquests nous motors fàcilment es duplicaria l'autonomia de l'helicòpter, la qual cosa facilitaria molt la realització dels experiments, ja que se'n podrien realitzar més amb una sola bateria i no caldria disposar-ne de tantes, reduint, així mateix el cost de manteniment de l'helicòpter ja que se'n necessitarien menys.

2.5. Sistemes de referència

Per realitzar aquest treball s'utilitzen dos sistemes diferents, un sistema inercial o sistema món respecte el qual es referencien les posicions i velocitats i un sistema no inercial lligat a l'helicòpter que és on es formulen totes les equacions. A continuació s'expliquen aquests dos sistemes amb més detall.

- **Sistema de referència inercial o món**

Un sistema de referència inercial és un sistema el qual per definició, no es troba sotmès a cap acceleració i on per tant, es pot expressar la segona llei de Newton sense que apareguin forces fictícies.

que no esta sotmès a cap acceleració ni rotació i en qual per tant al aplicar la segona llei de Newton no apareixen forces fictícies

En el cas d'aquest treball el sistema no inercial queda definit per les direccions Nord, Est i a baix, generalment referit com a NED de l'anglès *North Est Down*.

- **Sistema de referència no inercial o sistema *Body***

Un sistema de referència és un sistema que es troba sotmès a alguna acceleració i on, per tant, per expressar la segona llei de Newton cal tenir presents l'aparició de forces fictícies.

En el cas d'aquest treball el sistema no inercial serà un sistema de coordenades lligat a l'helicòpter amb l'origen al centre de gravetat d'aquest en el qual es defineixen les direccions de la següent manera: l'eix x apunta en la direcció del morro de l'helicòpter, l'eix z apunta cap al terra i l'eix y forma un triedre ortogonal a dretes. Els angles de capcineig i alabeig es defineixen amb origen a l'eix x i y respectivament, i es consideren positius el sentit positiu de gir de l'eix. D'altra banda, l'angle de guinyada es defineix respecte el nord i es considera positiu, també, en el sentit positiu del gir de l'eix.

A la figura 20 es poden observar els dos sistemes de referència junts.

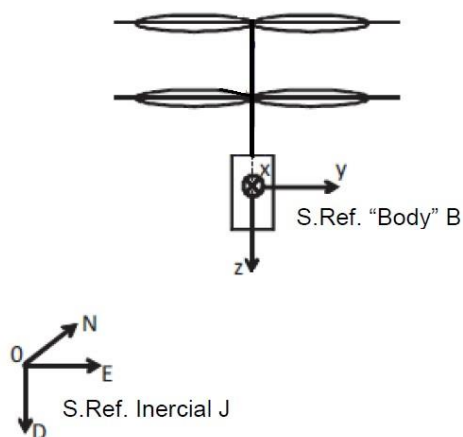


Figura 20. Sistemes de referència.

3. Simulació

3.1. Descripció de la NonLinear Guidance Law

En aquest punt es veurà el funcionament de la NonLinear Guidance Law en més detall.

La NonLinear Guidance Law selecciona un punt de referència a sobre de la trajectòria a seguir i calcula una acceleració lateral que s'ha de produir, per tal d'arribar a aquell punt seguint una trajectòria circular, com es pot veure a la figura 23.

Per trobar el punt de referència s'interseca una circumferència de radi L amb origen al punt on es troba l'helicòpter amb la trajectòria. Aquesta intersecció dona dos punts, això si el paràmetre L és prou gran, sinó no en dona cap. D'aquests dos punts s'escull el punt que fa seguir a l'helicòpter la trajectòria desitjada.

Tot i que la manera de trobar el punt de intersecció és la mateixa tant en el cas d'una trajectòria recta com en una circular, no ho és així la manera de decidir a quin VTP ha d'anar l'helicòpter.

En el cas d'una trajectòria recta, es calcula la distància que hi ha des de cada VTP fins al *waypoint* final i s'escull el que estigui més a prop del *waypoint*, tal i com pot veure's a la figura 21.

En el cas de trajectòries circulars en canvi, resulta convenient utilitzar la posició radial del VTP respecte la circumferència a seguir per a definir el VTP a seguir, tal i com s'observa a la figura 21. Un cop trobats els dos VTP es calcula l'angle que formen aquests dos respecte la horitzontal a la circumferència trajectòria, i en funció del sentit de gir desitjat s'escull un o un altre. Per exemple, si la circumferència es vol recórrer en sentit horari s'escollirà el VTP amb l'angle més petit. Cal anar en compte però, amb un cas especial que es dona quan la posició radial de l'helicòpter és propera als 0° , i per tant un VTP forma un angle lleugerament superior a 0° i l'altre en forma un lleugerament inferior a 365° , ja que llavors cal escollir el punt contrari, és a dir, seguint l'exemple anterior s'hauria d'escollir el VTP amb un angle lleugerament inferior a 365° i no pas l'altre.

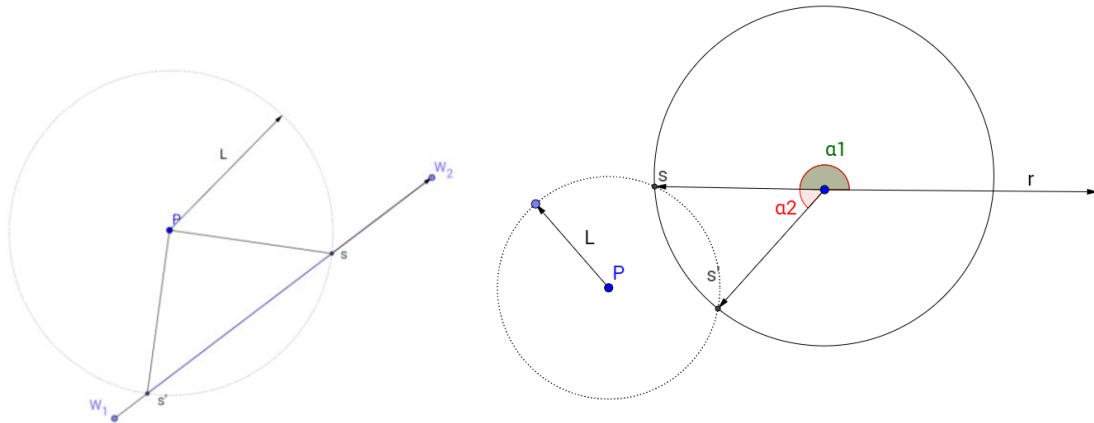


Figura 21. Càlcul dels paràmetres geomètrics de la NLGL

A continuació es presenta un exemple per tal de fer més entenedora aquesta explicació. Si es vol seguir una trajectòria circular en sentit horari, en la figura dreta de la figura 21, s'escolliria el VTP "s" ja que $\min(\alpha_1, \alpha_2) = \alpha_1$. Ara bé, si ara s'observa la figura 22 s'observa que s'està davant d'un dels casos especials, ja que en aquest cas α_1 és igual a uns 30° , és a dir, més gran que 0 mentre que α_2 és igual a uns 340° , és a dir lleugerament inferior a 360° , en aquest cas, doncs caldrà avaluar la funció $\max(\alpha_1, \alpha_2)$ per tal de determinar el VTP.

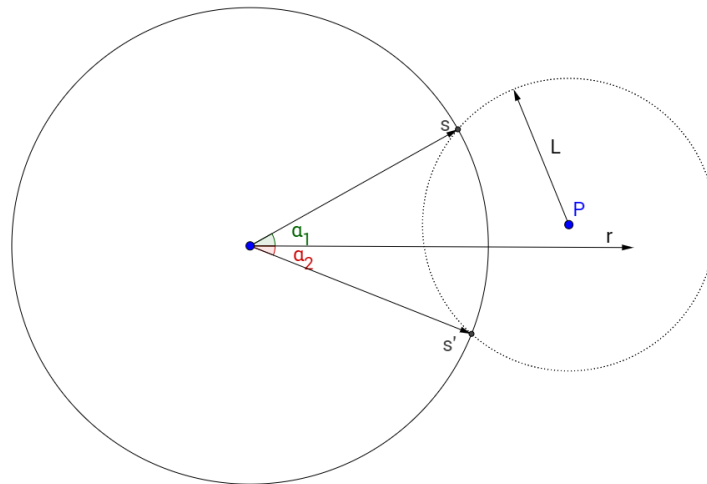


Figura 22. NLGL circular

Un cop triat aquest punt, es pot definir l'angle η com l'angle entre el vector velocitat, tangent a la trajectòria circular, i el vector L, tal i com es veu a la figura 23.

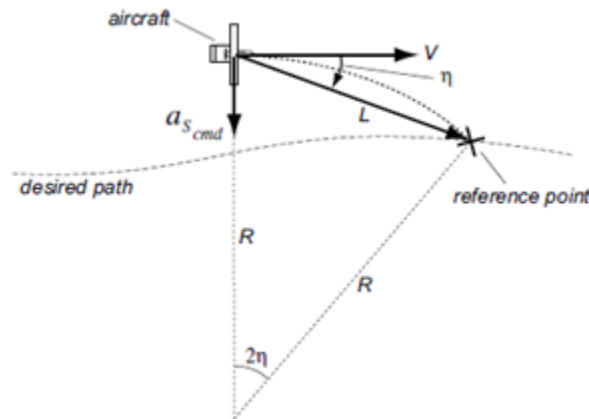


Figura 23. Esquema de la NonLinear Guidance Law. Figura extreta de [3]

Si es fa la bisectriu de l'angle 2η del triangle isòsceles de la figura 23 es veu com per geometria, l'angle entre la bisectriu i el triangle isòsceles és η i, per tant, l'angle entre els dos costats, 2η .

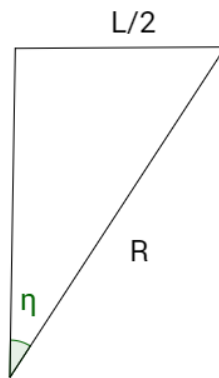


Figura 24. Triangle rectangle

Treballant ara amb el triangle rectangle resultant de fer la bisectriu, que es pot veure a la figura 24, de l'angle 2η , s'arriba a la conclusió que:

$$\sin(\eta) = \frac{L}{2} \cdot \frac{1}{R} \rightarrow L = 2R\sin\eta$$

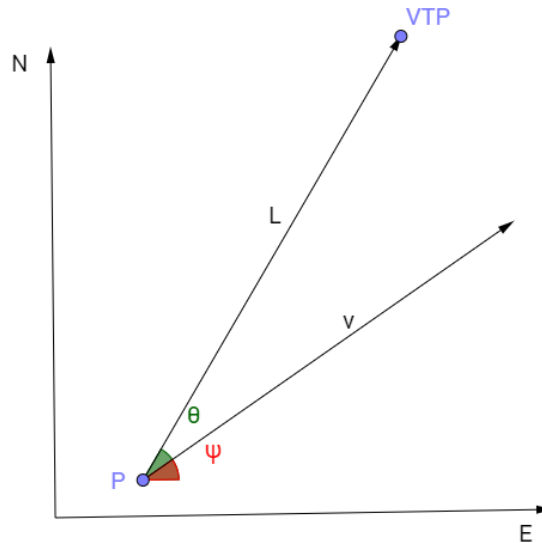


Figura 25. Definició dels angles θ i ψ

Sigui θ l'angle que forma el vector L amb la horitzontal i ψ l'angle de guinyada agafat respecte la horitzontal, tal i com s'observa a la figura 25, es pot calcular eta com:

$$\eta = \theta - \psi$$

On θ , tal i com es dedueix de la figura 25, es calcula com:

$$\theta = \text{atan}\left(\frac{y - N}{x - E}\right)$$

On x i y són les coordenades del VTP i N i E són les coordenades de l'helicòpter. És interessant tenir en compte que a l'hora de fer aquest càlcul s'utilitza la funció atan2 , que permet obtenir l'angle en els quatre quadrants.

Per tant, l'acceleració centrípeta pot, ara, escriure's com:

$$a_{c,cmd} = \frac{v^2}{R} = \frac{2v^2}{L} \sin\eta$$

D'aquesta equació, se'n poden despendre diverses conclusions.

La primera és que el sentit de l'acceleració dependrà del signe de l'angle entre el vector velocitat i el vector L , de forma que es garanteix que a l'hora d'apropar-se a la trajectòria desitjada, l'aproximació serà suau, tal i com es pot veure a la figura 26.

La segona conclusió és que el mòdul de l'acceleració depèn del *cross-track error*, quan l'helicòpter estigui lluny de la trajectòria l'acceleració serà gran, ja que l'angle η serà gran, mentre que quan la distància sigui petita l'acceleració serà

petita. Aquest fet també permet que l'aproximació a la trajectòria es faci d'una forma suau.

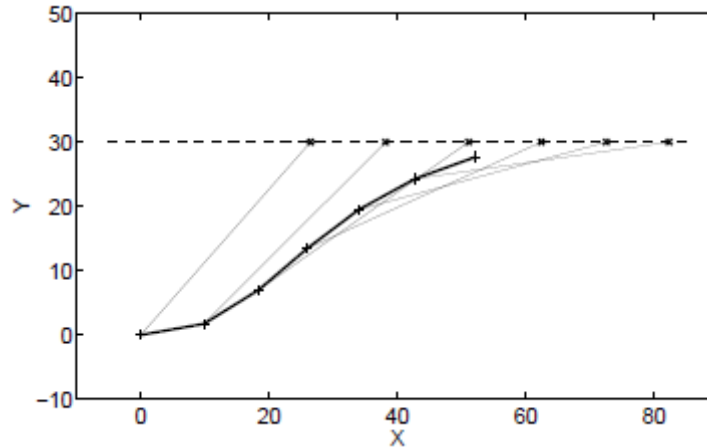


Figura 26. Convergència de la NLGL

A mode de resum, a continuació s'indica esquemàticament com queda l'algorisme:

NonLinear Guidance Law

Paràmetres inicials: $W_i = (N_i, E_i)$, $W_{i+1} = (N_{i+1}, E_{i+1})$, $p = (N, E)$, L

1. Determinar el VTP

2. $\theta = \text{atan2}(y - N, x - E)$

3. $\eta = \theta - \Psi$

output: $a_{c,cmd} = \frac{2v^2}{L} \sin \eta$

3.1.1. Adaptacions i millores de la NLGL

En aquest apartat s'explicaran diverses adaptacions que s'han hagut de dur a terme per tal de que la NLGL funcionés en el simulador utilitzat en aquest treball.

3.1.1.1. Modificació de l'acció de control

La primera de totes, i la més important, ha estat la de modificar la variable sobre la qual es duu a terme l'acció de control. L'acció de control de l'algorisme, tal i com s'ha vist en l'apartat anterior, és l'acceleració normal. Per contra, el simulador emprat treballa amb consignes de velocitat i guinyada. Per tant, es convertirà la consigna d'acceleració en consigna de guinyada.

Això s'aconsegueix partint de l'equació del moviment circular uniforme:

$$\Psi = \Psi_0 + \omega \cdot \Delta t$$

On la ω és coneguda, ja que $\omega = \frac{a}{v}$ i a es calcula a l'algoritme i v és una consigna. Aquesta última expressió es dedueix fàcilment partint de les equacions $v = \omega \cdot R$ i $a = \frac{v^2}{R}$.

D'aquesta forma s'aconsegueix transformar la consigna d'acceleració que s'obté directament de l'algoritme en consigna de guinyada la qual es pot introduir en el simulador.

Aquesta modificació fa que aparegui un increment de temps, que com es veurà a continuació, resulta ser un paràmetre addicional. Analitzant la llei s'observa que:

$$\Delta\Psi = \frac{a}{v} \Delta t = \frac{\frac{2v^2}{L}}{v} \sin\eta \Delta t = \frac{2v}{L} \sin\eta \Delta t$$

I per a un cas concret amb una L i v donades:

$$\Delta\Psi = k \sin\eta \Delta t$$

Aquest paràmetre resulta ser un paràmetre molt important de cara a la simulació ja que canvia de forma notable els resultats de la mateixa. Experimentalment, s'observa com amb increments de temps petits l'helicòpter assoleix velocitats de guinyada molt petites, tardant molt en assolir la trajectòria desitjada fins al punt de no ser capaç de seguir-la, en el cas de trajectòries circulars. Això es deu principalment a dues causes que estan relacionades entre elles. La primera és que, tal i com s'observa a l'última equació, com més gran sigui l'increment de temps, més gran serà l'increment de guinyada i al revés, com més petit sigui l'increment, més petit serà l'increment de guinyada. El fet que aquest increment de temps sigui més gran o més petit és important degut a la dinàmica del sistema tal i com s'explica a continuació.

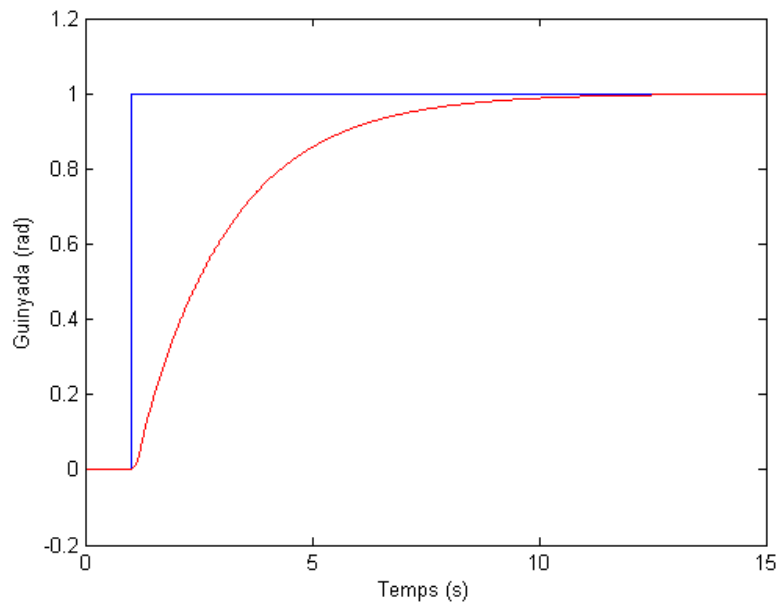


Figura 27. Resposta del sistema de guinyada en front un graó unitari

A la figura 27 s'observa la resposta de l'angle de guinyada en front d'una entrada graó unitari. Si s'aproxima la resposta a la d'un sistema de primer ordre, s'observa com aquest sistema té una constant de temps $\tau = 3,08$ segons. Es tracta, doncs, d'un sistema amb una resposta força lenta. Coneixent ara la dinàmica del sistema, s'observa com si s'envien consignes amb intervals de temps molt petits i, conseqüentment, variacions de la consigna també petites, el sistema no tindrà temps de respondre i assolir la consigna demanada. És per això que cal establir increments de temps suficientment grans que permetin evitar que això passi.

Aquest fenomen pot veure's a la figures 28 i 29 on s'observa la resposta del sistema durant 5 segon en front d'una entrada graó de 5 radiants en el primer cas i en el segon en front de 50 graons de 0.1 radiants. Com s'observa en el segon cas el sistema assoleix un valor molt inferior que en el primer, tal i com s'ha explicat anteriorment com a conseqüència de la dinàmica lenta del sistema.

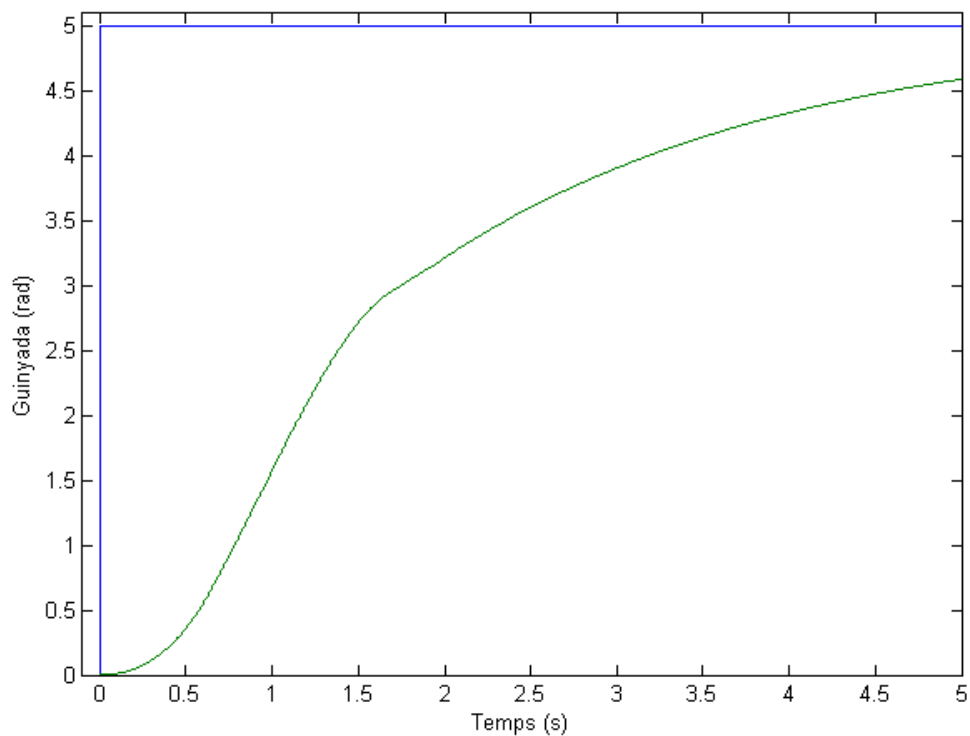


Figura 28. Resposta de l'angle de guinyada en front d'un graó

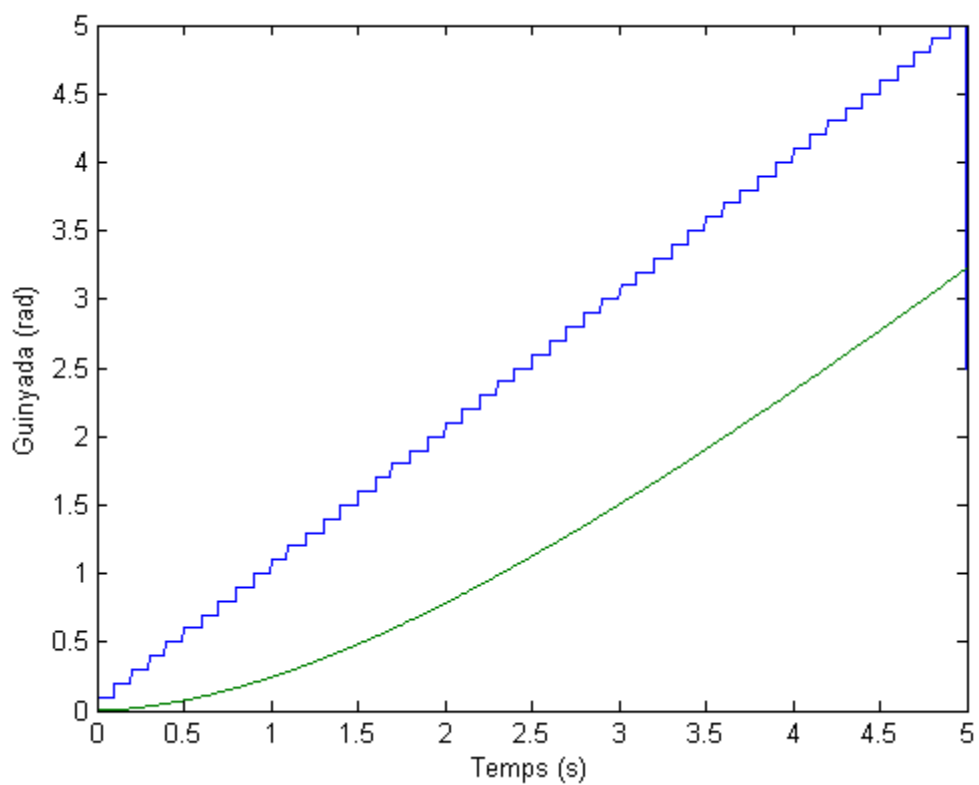


Figura 29. Resposta de l'angle de guinyada en front d'un graó variant

Per tant, després d'aquest canvi, l'algoritme queda de la següent manera:

NonLinear Guidance Law adaptada

Paràmetres inicials: $W_i = (N_i, E_i)$, $W_{i+1} = (N_{i+1}, E_{i+1})$, $p = (N, E)$, L

1. Determinar el VTP

2. $\theta = \text{atan2}(y - N, x - E)$

3. $\eta = \theta - \Psi$

4. $a_{c,cmd} = \frac{2v^2}{L} \sin \eta$

output: $\Psi_{ref} = \Psi_0 + \frac{a_c}{v} \cdot \Delta t$

3.1.1.2. Adaptació de la referència de la guinyada

En el camp del seguiment de trajectòries és habitual referir l'orientació dels vehicles respecte a la horitzontal; mentre que, com s'ha vist, en el camp de l'aeronàutica i, en particular, en el model de l'helicòpter utilitzat en aquest treball, s'utilitza com a referència per a la guinyada, el nord.

A l'hora d'implementar l'algoritme caldrà doncs tenir en compte aquest canvi de referència és el següent:

$$\Psi_{horitzontal} = 90^\circ - \Psi_{vertical}$$

3.1.1.3. Introducció d'una L adaptativa

Com s'ha vist a la descripció de l'algoritme, aquest es basa en trobar un VTP intersecant una circumferència de radi L des de la posició on es troba l'helicòpter. Ara bé, pot passar que l'helicòpter es trobi en un punt massa llunyà a la trajectòria i que la circumferència no intersekti amb la trajectòria, i que per tant la solució de la intersecció no existeixi. Si això passa l'algoritme s'aturaria perquè no s'ha trobat cap solució real per a l'equació de la intersecció entre la circumferència i la trajectòria.

Per evitar que això passi s'ha introduït una petita millora; a cada iteració, si es detecta que no hi ha intersecció, s'incrementarà la L fins que la circumferència i la trajectòria intersequin. Això permet realitzar trajectòries amb, per exemple, posicions inicials a una distància inicial superior al paràmetre L , cosa que no es

podia fer sense aquesta millora. A la figura 30 s'observa un exemple en el que s'ha utilitzat aquesta millora. Els paràmetres i condicions d'aquest són:

- Condicions inicials: $v_x = 1 \text{ m/s}$, $\Psi = 0^\circ$, $P_0 = (4, 0) \text{ m}$.
- Paràmetres: $L = 2 \text{ m}$, $\Delta t = 3 \text{ s}$
- Recta a seguir: $y = x$

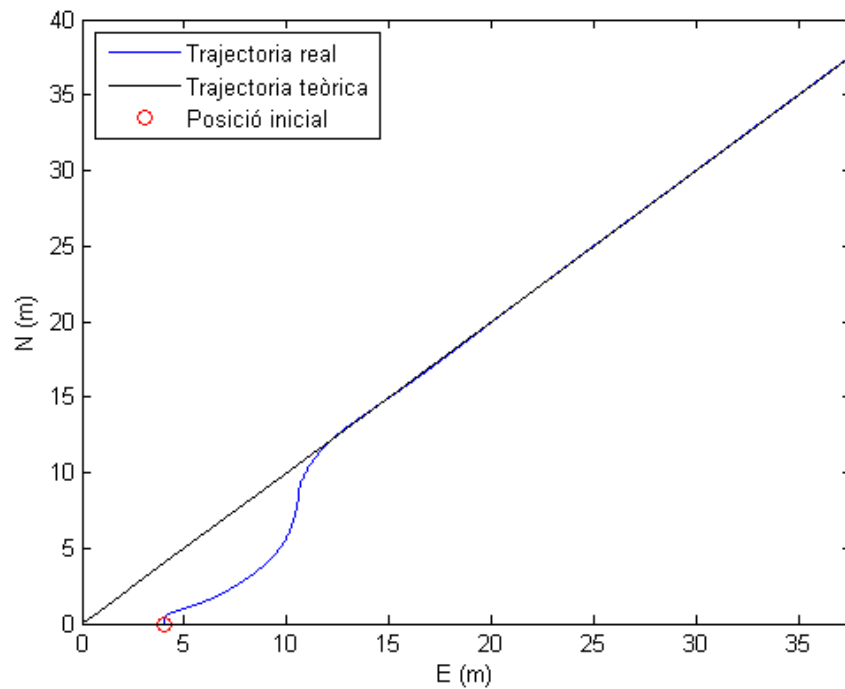


Figura 30. Trajectòria seguida utilitzant la L adaptativa

Per tant, després d'aquesta millora, l'algoritme queda de la següent manera:

NonLinear Guidance Law amb la L adaptativa

Paràmetres inicials: $W_i = (N_i, E_i)$, $W_{i+1} = (N_{i+1}, E_{i+1})$, $p = (N, E)$, L

1. Determinar el VTP

2. if el punt d'intersecció no existeix:

while el VTP no existeixi:

$$L = L + \Delta L$$

end

3. $\theta = \text{atan2}(y - N, x - E)$

4. $\eta = \theta - \Psi$

$$6. a_{c,cmd} = \frac{2v^2}{L} \sin \eta$$

$$output: \Psi_{ref} = \Psi_0 + \frac{a_c}{v} \cdot \Delta t$$

3.2. Esquema implementat en Simulink

A la figura 31 es pot veure el simulador implementat en Simulink i en vermell es destaca el bloc desenvolupat en el present treball, el bloc del control de trajectòria. La resta de blocs, d'esquerra a dreta són: el control de velocitat, el control d'actitud i finalment el model de l'helicòpter.

El control de velocitat rep les consignes establertes de velocitats v_x , v_y i v_z on v_y i v_z són 0 pels casos plans, i v_z es calcula en el bloc de control de trajectòria pels casos tridimensionals. Aquest bloc calcula les consignes de capcineig, alabeig i guinyada necessàries per a assolir les velocitats demanades, i les envia al control d'actitud. El control d'actitud rep aquestes consignes, juntament amb la consigna de guinyada calculada en el bloc de control de trajectòria i l'actitud de l'helicòpter i calcula els senyal de control que s'han d'enviar finalment a l'helicòpter.

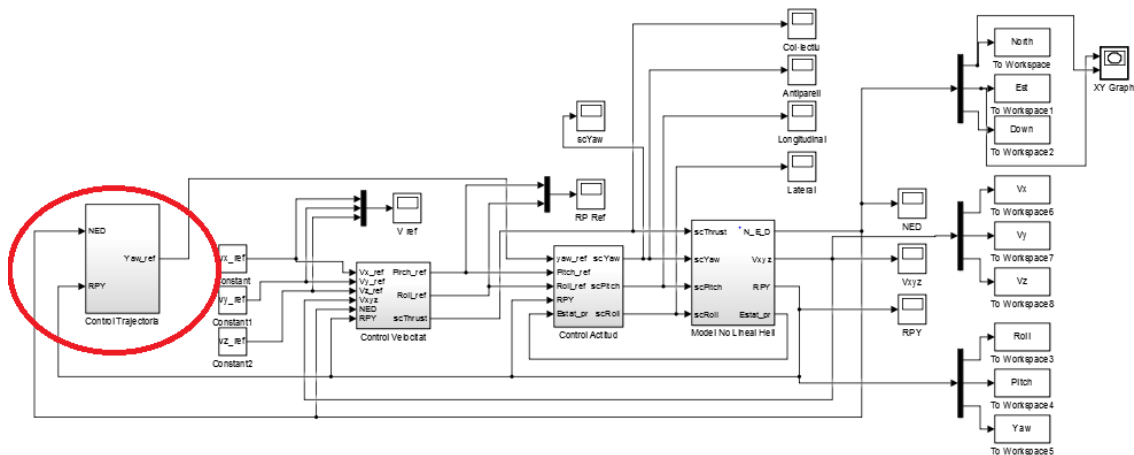


Figura 31. Esquema de control

A la figura 32 pot observar-se com és aquest bloc.

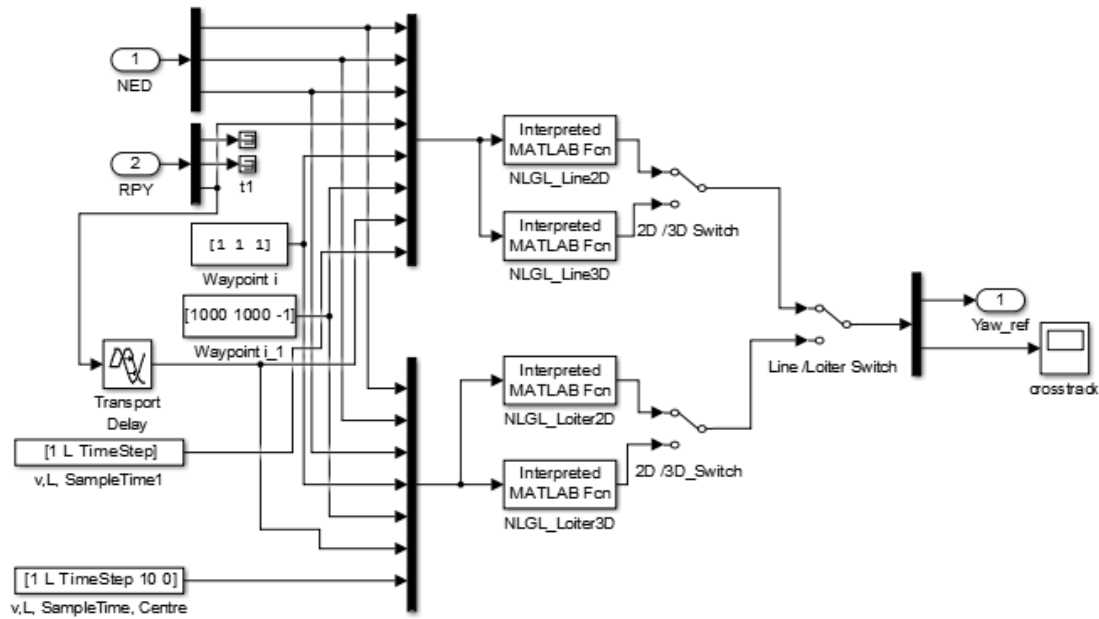


Figura 32. Bloc del control de trajectòria

Les entrades d'aquest bloc, tal i com s'ha vist a la descripció de l'algoritme, són la posició de l'helicòpter en el sistema de coordenades NED i els angles de capcineig, alabeig i guinyada, tot i que l'únic que s'utilitza és el de guinyada. Concretament s'utilitza l'angle de guinyada desfasat un temps determinat mitjançant el bloc de *Transport Delay*, d'aquesta forma amb el *Transport Delay* s'obté Ψ_0 i l'increment de temps és el temps que es retarda el senyal en aquest bloc, variables que permeten calcular l'angle de guinyada consigna tal i com es recorda a continuació:

$$\Psi_{ref} = \Psi_0 + \frac{a_c}{v} \cdot \Delta t$$

Els paràmetres utilitzats tant pel cas del seguiment de trajectòries rectes com de circumferències són els dos punts de pas consecutius, la longitud del paràmetre L , la velocitat de creuer v_x , i el paràmetre increment de temps.

L'algoritme es crida mitjançant els blocs de *Interpreted Matlab Function*, les sortides dels quals són la consigna de guinyada i el *cross-track error*. Mitjançant els interruptors es pot seleccionar quin algoritme executar.

Per tal d'establir les condicions inicials de l'helicòpter i els paràmetres de l'algoritme s'ha creat un *script* de Matlab que permet modificar aquests.

3.3. Seguiment de trajectòries rectes

En aquest apartat es presentaran els resultats obtinguts per a la simulació de trajectòries rectilínies, tant en el pla com en l'espai.

3.3.1. Aplicació de la *NonLinear Guidance Law* en trajectòries rectes planes

En aquest apartat es mostren els resultats obtinguts a les simulacions per a trajectòries rectes. Primerament es simularà i s'analitzarà un cas per veure el funcionament de l'algoritme i després es compararà el funcionament canviant els paràmetres i les condicions inicials.

A la figura 33 s'observa la trajectòria seguida per l'helicòpter amb els següents paràmetres i condicions inicials:

- Condicions inicials: $v_x = 1 \text{ m/s}$, $\Psi = 0^\circ$, $P_0 = (1, 0)$.
- Paràmetres: $L = 2 \text{ m}$, $\Delta t = 3 \text{ s}$
- Recta a seguir: $y = x$

Aquests seran els paràmetres i condicions inicials utilitzats en totes les simulacions d'aquest apartat a no ser que s'especifiqui explícitament el contrari.

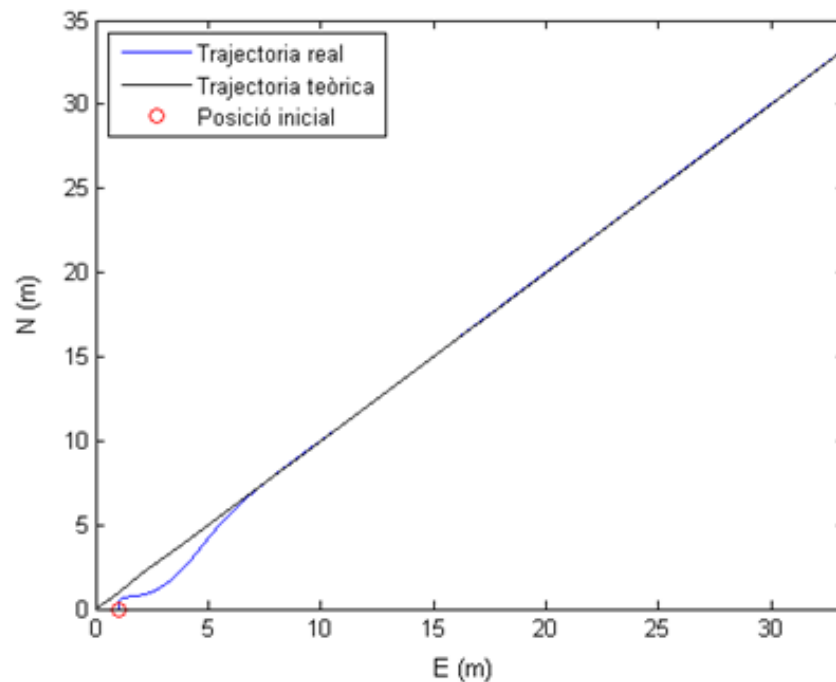


Figura 33. Trajectòria recta

A continuació es presenten altres figures que resulten útils de cara a veure el funcionament de l'algoritme.

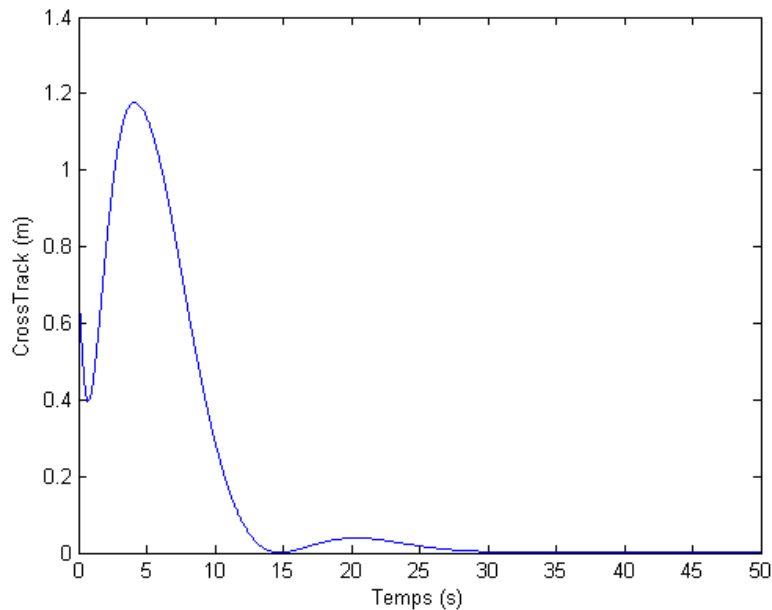


Figura 34. Evolució del cross-track error amb el temps

A la figura 34 s'observa l'evolució del *cross-track error* amb el temps. Com s'ha vist a la introducció aquesta distància correspon a la distància que hi ha entre la trajectòria recte desitjada i la posició actual. Aquesta distància es computa, doncs, en aquest cas com:

$$d = \frac{|Ax + By + C|}{\sqrt{A^2 + B^2}}$$

On A, B i C són els coeficients de la recta en la forma $Ax+By+C=0$, i x i y són la posició actual.

A la figura 34 s'observa com aquesta distància va disminuint amb una forma que recorda a una sinusoide que s'esmoreix ràpidament. La velocitat a la qual es produeix aquest esmoreïment es regula ajustant els paràmetres.

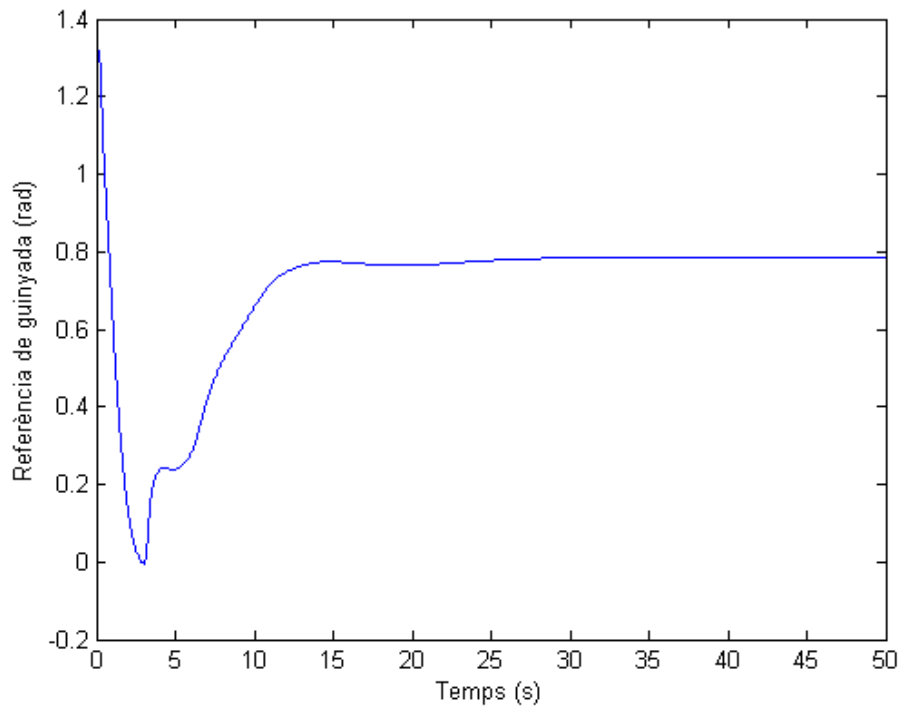


Figura 35. Evolució la consigna de guinyada amb el temps

A la figura 35 s'observa com la consigna de guinyada descendeix ràpidament fins als 3 segons de simulació i després puja de forma també ràpida fins a establir-se en un valor de $\frac{\pi}{4}$, el qual correspon al pendent de la recta.

El ràpid descens de la consigna de guinyada durant els primers 3 segons es deu a que l'algoritme realitza els càlculs de la consigna de guinyada a partir dels resultats de la mostra 3 segons anterior a l'actual. Fins que s'assoleixen aquests tres primers segons de simulació, el que es fa és enviar el valor inicial de l'angle de guinyada, i això és el que causa aquest descens tan ràpid.

A continuació, es veurà el comportament de l'algoritme per a diferents angles de guinyada inicials:

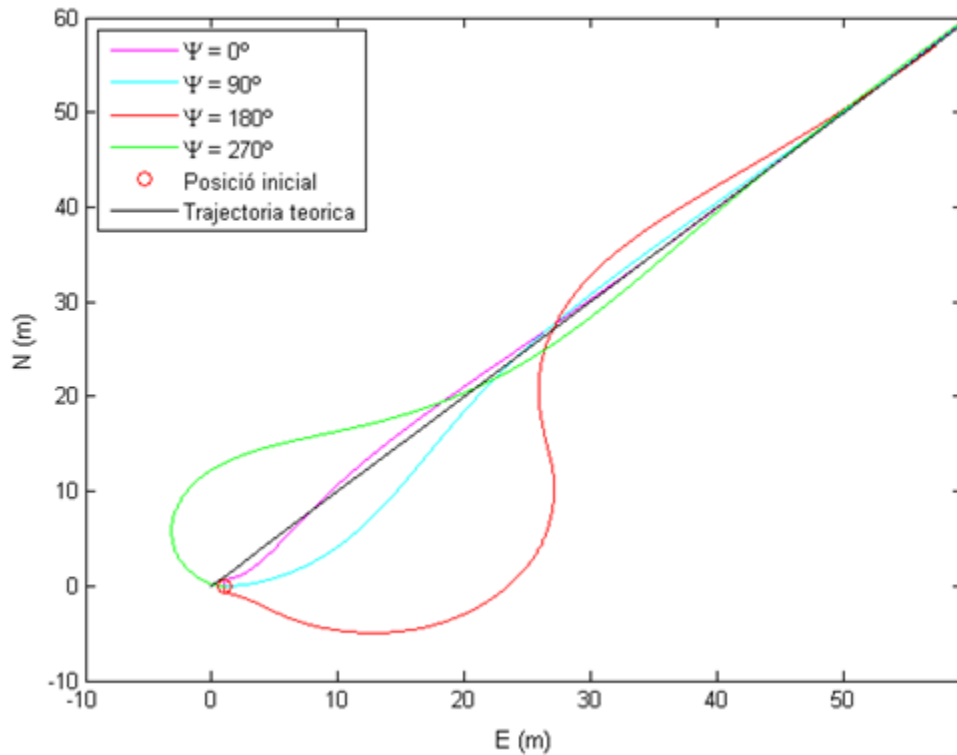


Figura 36. Trajectòria de l'helicòpter per a diversos angles inicials de guinyada

A la figura 36 s'observa la trajectòria seguida per l'helicòpter per a quatre angles de guinyada diferents. Es veu com l'helicòpter és capaç de seguir la trajectòria correctament en tots els casos excepte en el cas més desfavorable, $\Psi=180^\circ$, en el qual fa un recorregut força gran fins a poder situar-se a sobre de la trajectòria. Això indica que per a aquestes condicions inicials caldria modificar els paràmetres de l'algoritme per tal que l'helicòpter s'ajusti millor a la trajectòria.

Ara es presentaran els resultats obtinguts al realitzar la mateixa simulació canviant el paràmetre L:

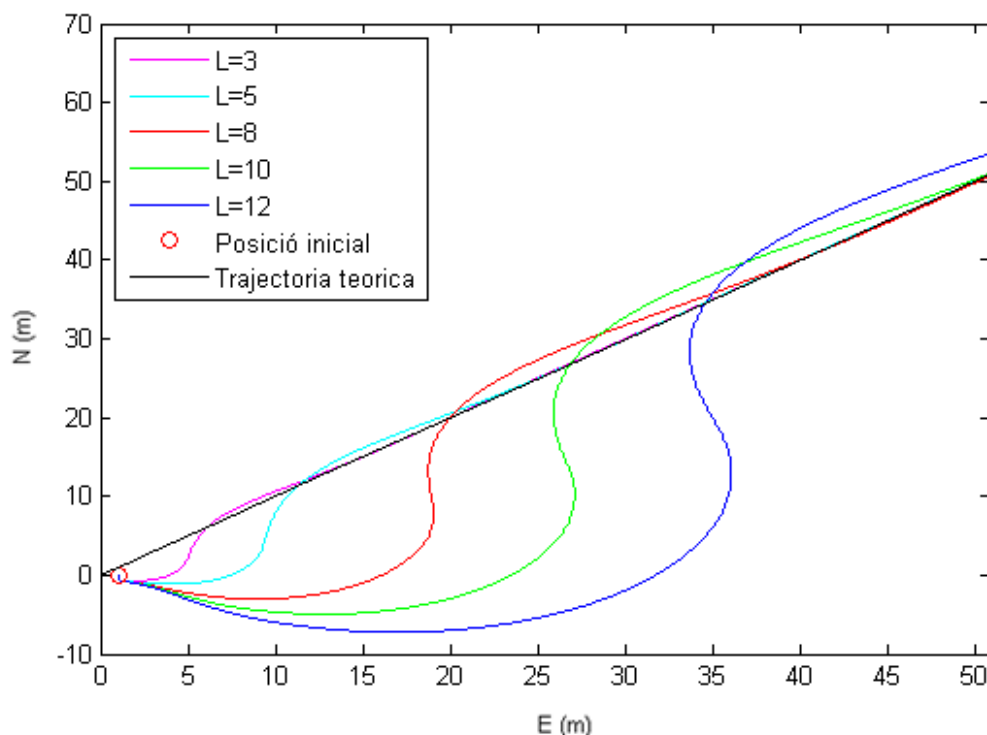


Figura 37. Trajectòria de l'helicòpter per diversos paràmetres L

A la figura 37 es mostra la trajectòria seguida per l'helicòpter i el *cross-track error* per a diversos valors del paràmetre L . Com s'observa, el fet d'augmentar el paràmetre L comporta que l'amplitud amb la qual oscil·la l'helicòpter sobre la trajectòria a seguir sigui més àmplia, de forma que l'helicòpter tarda més en assolir l'estat permanent en el qual es mou sobre la recta desitjada. Per tant serà desitjable seleccionar un valor de L com més petit possible per tal d'evitar aquestes oscil·lacions.

Ara s'observarà l'efecte del paràmetre increment de temps sobre l'algorisme. Per fer això es realitzarà la mateixa simulació, amb els mateixos paràmetres i condicions inicials, modificant el paràmetre Δt .

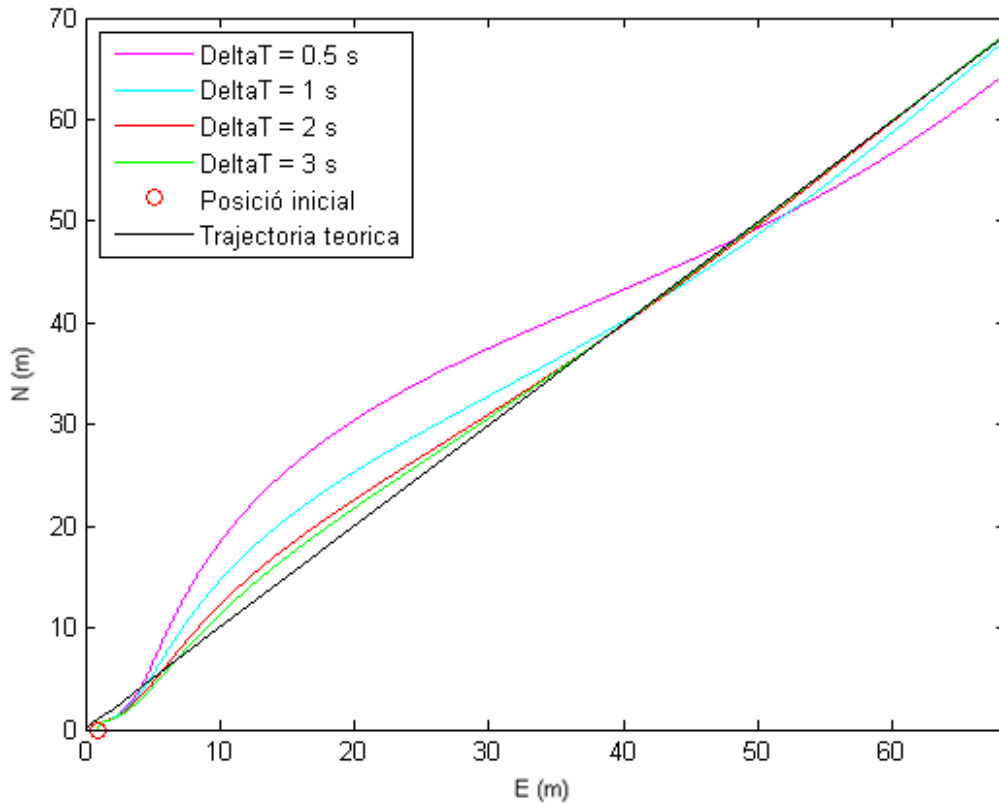


Figura 38. Trajectòria de l'helicòpter per diversos increments de temps

A la figura 38 s'observa com l'helicòpter oscil·la al voltant de la trajectòria a seguir i com a mesura que s'augmenta l'increment de temps es redueix l'amplitud de l'oscil·lació. Sembla, doncs, que interessa ajustar increments de temps el més gran possibles i longituds de L el més petites possible.

Per fer la tria però, es decideix quantificar aquest estudi qualitatiu, per tant, es compararà el rendiment de l'algoritme amb els diferents paràmetres. Per fer això, es defineixen dues variables; la suma de l'esforç de control (U) i la suma del *cross-track error* (D). La suma de l'esforç de control quantifica quant esforç de control requereix l'algoritme i es defineix de la següent manera. Sigui $u(t)$ l'esforç de control en un instant de temps t , U es defineix com:

$$U = \int_{t=0}^{t=T} u(t)^2 dt \approx \sum_{k=0}^{k=T} u[k]^2 \cdot \Delta t$$

La suma del *cross-track error* quantifica la desviació de l'helicòpter respecte a la trajectòria durant el seguiment d'aquesta i es defineix de la següent manera: sigui $d(t)$ el *cross-track error* en un instant de temps t , D es defineix com:

$$D = \int_{t=0}^{t=T} d(t)^2 dt \approx \sum_{k=0}^{t=T} d[k]^2 \cdot \Delta t$$

A la figura 39 s'observa el gràfic obtingut a les simulacions. S'han simulat diversos increments de temps i longituds L, i s'han combinat aquests dos paràmetres de totes les formes possibles. Els valors simulats són:

- Δt : 1, 2, 3, 4 segons.
- L: 3, 5, 8, 10, 12 metres.

De cara a mostrar els resultats s'ha seguit el criteri següent: el primer número indica l'increment de temps de la simulació, és a dir, un 1 es correspondria a 1 segon, un 2 a 2 segons, etc. El segon número indica la longitud del paràmetre L, és a dir, un 1 es correspondria a 3 metres, un 2 a 5 metres, etc.

A la taula 2 pot observar-se a quina combinació de paràmetres correspon cada punt.

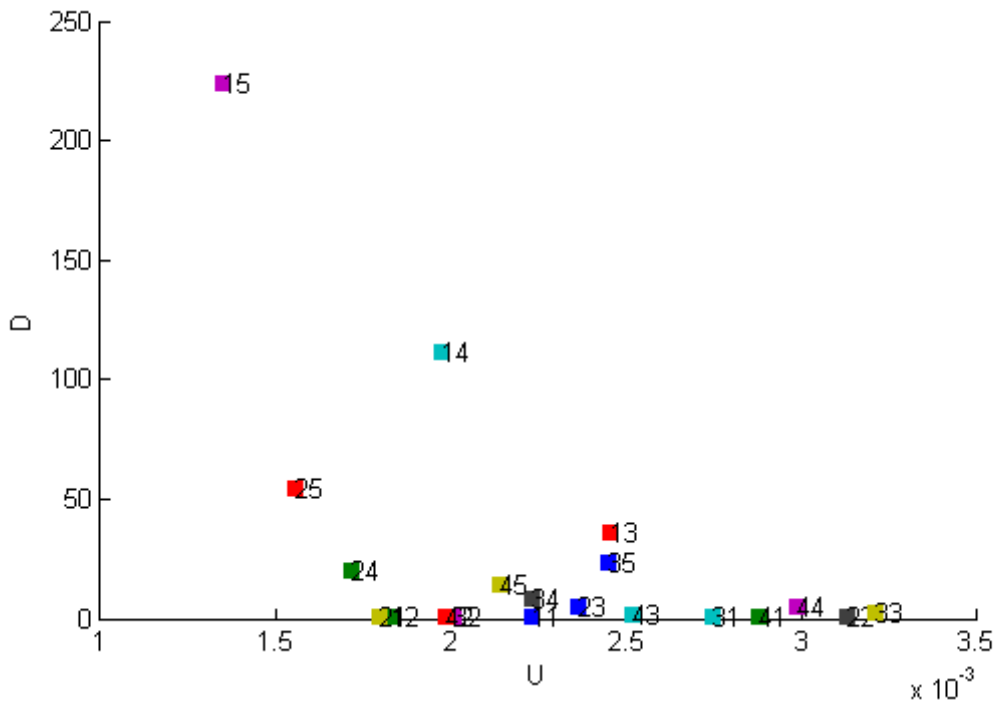


Figura 39. Suma del cross-track en front de l'acció de control

L(m)	Δt (s)	1	2	3	4
3		11	21	31	41
5		12	22	32	42
8		13	23	33	43
10		14	24	34	44
12		15	25	35	45

Taula 2. Llegenda de la figura 39

Observant el gràfic poden deduir-se una sèrie de comportaments generals que serviran per veure la millor selecció possible dels paràmetres.

Respecte la longitud del paràmetre L s'observa com al augmentar aquesta en general, l'esforç de control es veu reduït tot i que si s'augmenta excessivament el *cross-track error* augmenta de forma significativa. Per tant, caldrà triar valors de L més aviat petits, tal i com s'ha vist en l'estudi anterior.

En quant al paràmetre increment de temps és més difícil definir una tendència general, tot i que en molts casos sembla complir-se que un augment de l'increment de temps, d'aquest comporta un increment de l'acció de control. En quant al *cross-track error* s'observa com aquest es veu reduït a mesura que s'incrementa el paràmetre increment de temps. Per tant, en funció de si es vol minimitzar el *cross-track error* o l'esforç de control, caldrà triar valors grans o petits d'increments de temps, respectivament.

Per tant, per a aquesta simulació en concret s'obté que les combinacions de paràmetres amb les quals s'obté un millor rendiment, és a dir, una suma del *cross-track error* petita i una suma de l'acció de control petita també serien els punts 12, 21 i 24.

3.3.2. Ampliació de la *NonLinear Guidance Law* a rectes en l'espai

Com s'ha vist fins ara l'algoritme està pensat per a trajectòries planes, però és fàcilment ampliable a trajectòries en l'espai seguint la mateixa idea principal. Cal remarcar que el procediment que a continuació s'exposa no forma part de cap article, sinó que és la meua interpretació i adaptació personal a un cas tridimensional.

Es realitza el càlcul dels VTP de manera anàloga a com s'ha fet anteriorment, però en aquest cas la intersecció de la circumferència es realitza en el pla A baix-Est en lloc de en el pla Nord-Est. Per realitzar aquesta intersecció s'utilitza un paràmetre diferent que es definirà com L_v . D'aquesta forma es tenen dos paràmetres L que es poden ajustar de forma independent.

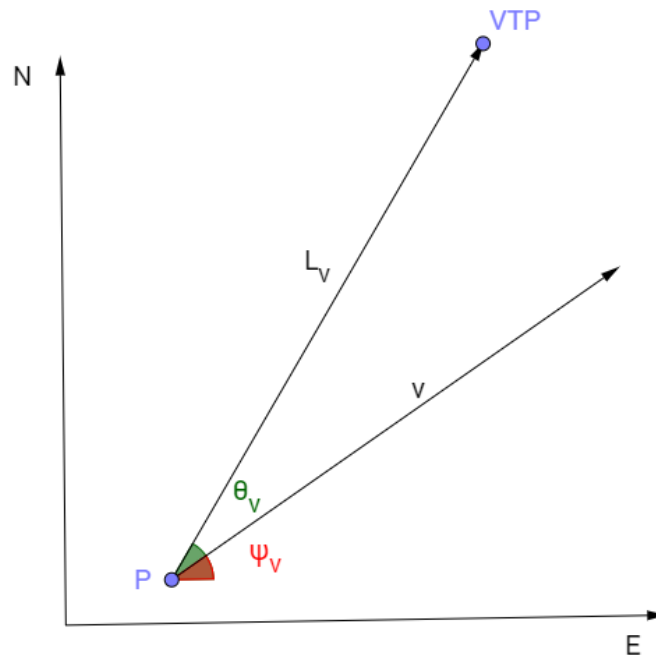


Figura 40. Definió dels angles θ_v i Ψ_v

Un cop trobat el VTP es calcula l'angle de LOS, θ_v i l'angle Ψ_v on s'utilitza el subíndex v per indicar que es tracta d'angles en el pla Nord-A baix, tal i com es pot veure a la figura 40.

Després, de forma anàloga al cas pla es defineix l'angle η_v com:

$$\eta_v = \theta_v - \Psi_v$$

I aquí apareix la diferència més important, en lloc de seguir el mateix procediment i calcular un increment de l'angle de capcineig, es calcula la velocitat en z a través de l'angle θ_v i la velocitat en z de la mostra anterior de la següent manera:

$$v_z = v_{z0} \cdot (1 + \sin\eta)$$

D'aquesta manera s'aconsegueix augmentar o disminuir v_z suaument fins a aconseguir que l'helicòpter s'estabilitzi en la velocitat adequada.

Això es fa així perquè, tal com s'ha vist a la introducció, la velocitat vertical z està lligada a l'empenta subministrada pel motor i no a cap angle. Es podria utilitzar l'algorisme de forma absolutament anàloga si es tractés d'una aeronau d'ala fixa, ja que en aquest cas sí que la velocitat ascensional està relacionada amb l'angle de capcineig.

Al tractar-se d'un cas en l'espai també canvia la forma en la qual es calcula el *cross-track error*, el qual es calcula ara amb la fórmula genèrica de la distància d'una recta a un punt a l'espai.

$$d = \frac{|\vec{u} \times \overrightarrow{WP_1P}|}{|\vec{u}|}$$

On \vec{u} és el vector director de la recta.

Per aquest cas l'algoritme queda de la següent manera:

NonLinear Guidance Law en rectes a l'espai

Paràmetres inicials: $W_i = (N_i, E_i), W_{i+1} = (N_{i+1}, E_{i+1}), p = (N, E), L, L_v$

1. *Determinar els VTPs*

2. *if el punt d'intersecció no existeix:*

while el VTP no existeixi:

$$L = L + \Delta L$$

end

3. $\theta = \text{atan2}(y - N, x - E), \quad \theta_v = \text{atan2}(z - D, x - E)$

4. $\eta = \theta - \Psi, \quad \eta_v = \theta_v - \Psi_v$

5. $a_{c,cmd} = \frac{2v^2}{L} \sin \eta$

output: $\Psi_{ref} = \Psi_0 + \frac{a_c}{v} \cdot \Delta t, \quad v_z = v_{z0} \cdot (1 + \sin \eta)$

L'algoritme en el pla Nord-Est, al ser el mateix, es comporta de la mateixa manera que s'ha vist en l'apartat anterior. És per això que en aquest apartat es farà l'estudi d'aquest algorisme centrant-se en els resultats obtinguts en el pla Est-A baix.

A les figures 41 i 42 s'observa la trajectòria seguida per l'helicòpter amb els següents paràmetres i condicions inicials:

- Condicions inicials: $v_x = 1 \text{ m/s}, \Psi = 0^\circ, P_0 = (-1, 0)$.
- Paràmetres: $L = 2 \text{ m}, \Delta t = 2 \text{ s}$
- Recta a seguir: $x = y = z$

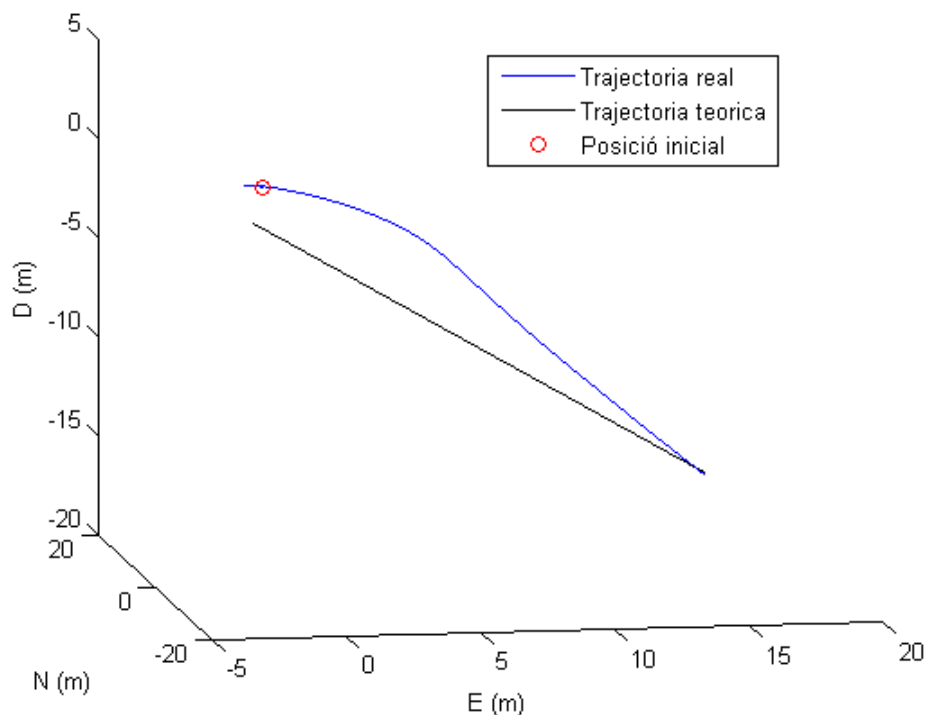


Figura 41. Vista isomètrica de la trajectòria

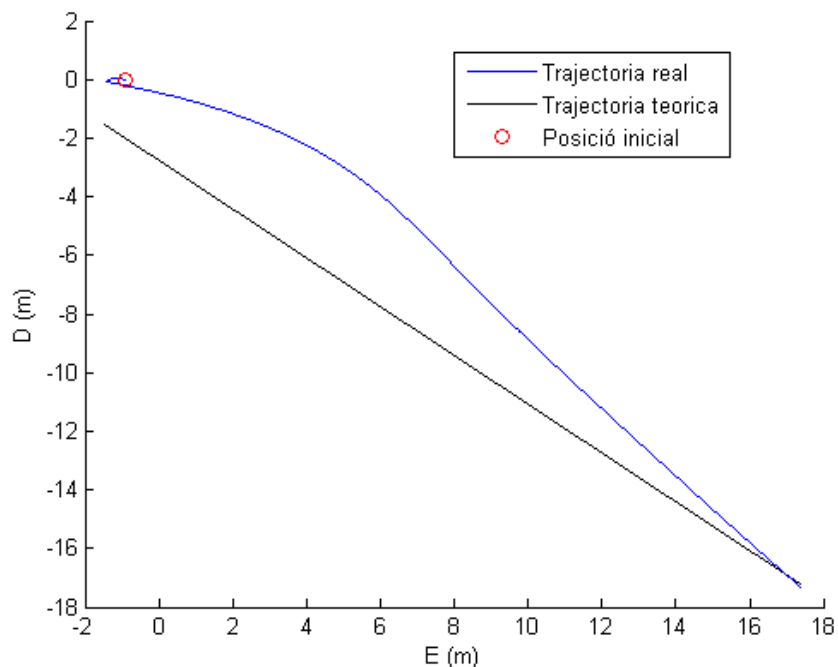


Figura 42. Vista de la tràjectòria en el pla Est-A baix

A la figura 43 es pot veure l'evolució del *cross-track error* amb el temps, s'observa com aquest es redueix de forma ràpida fins a estabilitzar-se en zero.

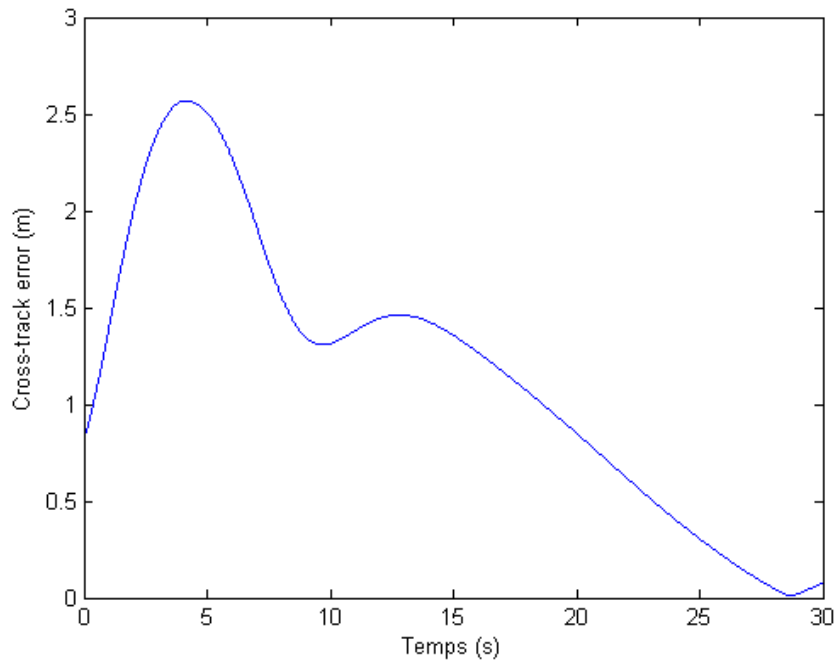


Figura 43. Evolució del cross-track error amb el temps

Finalment, s'estudiarà el comportament de l'algoritme amb diferents paràmetres L . En aquest cas, però, es definirà un nou paràmetre per mesurar l'error, el *cross-track error*, d_v , vertical, que serà la distància entre l'helicòpter i la recta en el pla Est- A baix. Això permet estudiar el rendiment de la part vertical de l'algoritme sense que aquesta es vegi alterada pel rendiment de l'algoritme en el pla Est-Nord, el qual ja s'ha estudiat en el punt anterior. No es faran els estudis de canvi d'angle de guinyada inicial o del canvi d'increment de temps ja que aquests no afecten a la modificació introduïda en aquest apartat.

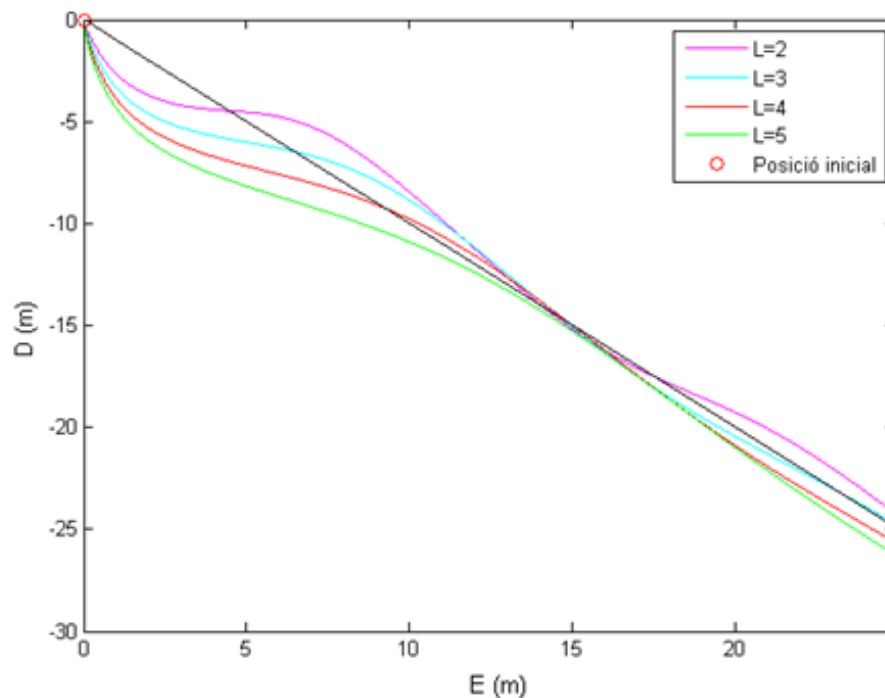


Figura 44. Trajectòria seguida per l'helicòpter en funció del paràmetre L

A la figura 44 es mostra la trajectòria seguida per l'helicòpter i el cross-track error per a diversos valors del paràmetre L . Com s'observa, el fet d'augmentar el paràmetre L comporta que l'amplitud amb la qual oscil·la l'helicòpter sobre la trajectòria a seguir es vegi reduïda. Per tant serà desitjable seleccionar un valor de L com més petit possible per tal d'evitar aquestes oscil·lacions.

Finalment, de forma anàloga a com s'ha fet pel cas pla, es compararà el rendiment de l'algoritme per a diferents paràmetres L en un gràfic suma de l'esforç de control en front de la suma del *cross-track error*. En aquest cas però, l'acció de control no serà la guinyada sinó l'empenta del motor. De la mateixa forma que en l'estudi anterior, el *cross-track error* que es tindrà en compte serà el de la component vertical i pas el total.

A la taula 3 es pot veure la correspondència dels punts del gràfic.

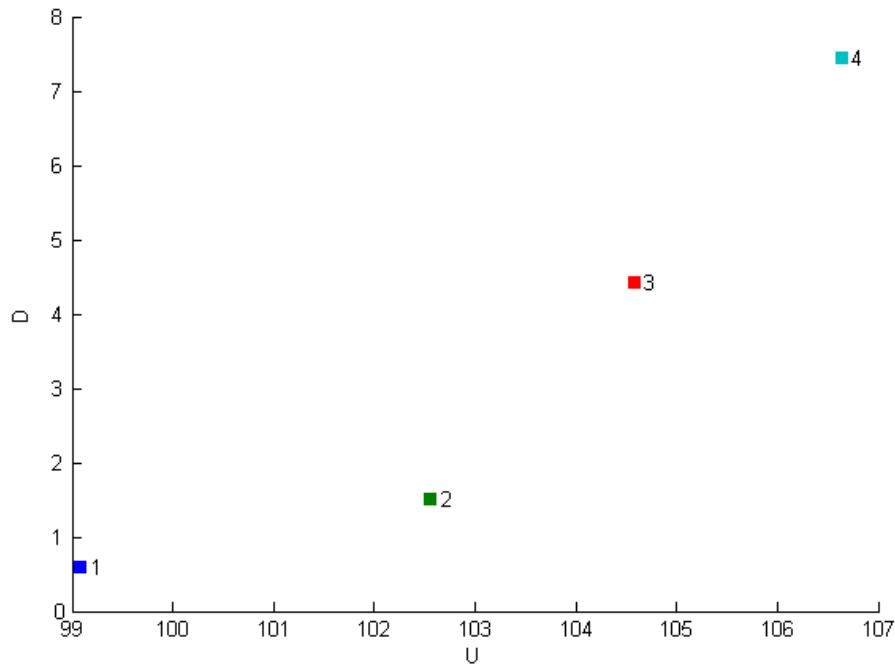


Figura 45. Suma del cross-track en front de l'acció de control

Punt	L (m)
1	2
2	3
3	4
4	5

Taula 3. Llegendes de la figura 45

Tal i com es pot veure a la figura 45 hi ha una clara correlació entre la longitud del paràmetre L i la suma del *cross-track error* i la suma de l'esforç de control, com més gran sigui el paràmetre L , el *cross-track error* es fa més gran i es necessita un esforç de control major, és a dir s'obtenen els mateixos resultats que pel cas pla. Cal destacar que tal i com s'ha comentat anteriorment no s'ha inclòs el paràmetre increment de temps en l'estudi ja que aquest no afecta al comportament de la part de l'algorisme encarregada del control d'altitud.

3.4. Seguiment de trajectòries circulars

En aquest apartat es presentaran els resultats obtinguts per a la simulació de trajectòries circulars, tant en el pla com en l'espai.

3.4.1. Aplicació de la *NonLinear Guidance Law* a trajectòries circulars planes

En aquest apartat es mostren els resultats obtinguts a les simulacions per a trajectòries circulars planes. Primerament es simularà i s'analitzarà un cas per

veure el funcionament de l'algoritme i després es compararà el funcionament canviant els paràmetres i les condicions inicials.

A la figura 46 s'observa la trajectòria seguida per l'helicòpter amb els següents paràmetres i condicions inicials:

- Condiions inicials: $v_x = 1 \text{ m/s}$, $\Psi = 0^\circ$, $P_0 = (-1, 0) \text{ m}$.
- Paràmetres: $L = 2 \text{ m}$, $\Delta t = 1.5 \text{ segons}$
- Circumferència a seguir: $(x-10)^2 + y^2 = 10^2$

Aquests seran els paràmetres i condicions inicials utilitzats en totes les simulacions d'aquest apartat, a no ser que s'especifiqui explícitament el contrari.

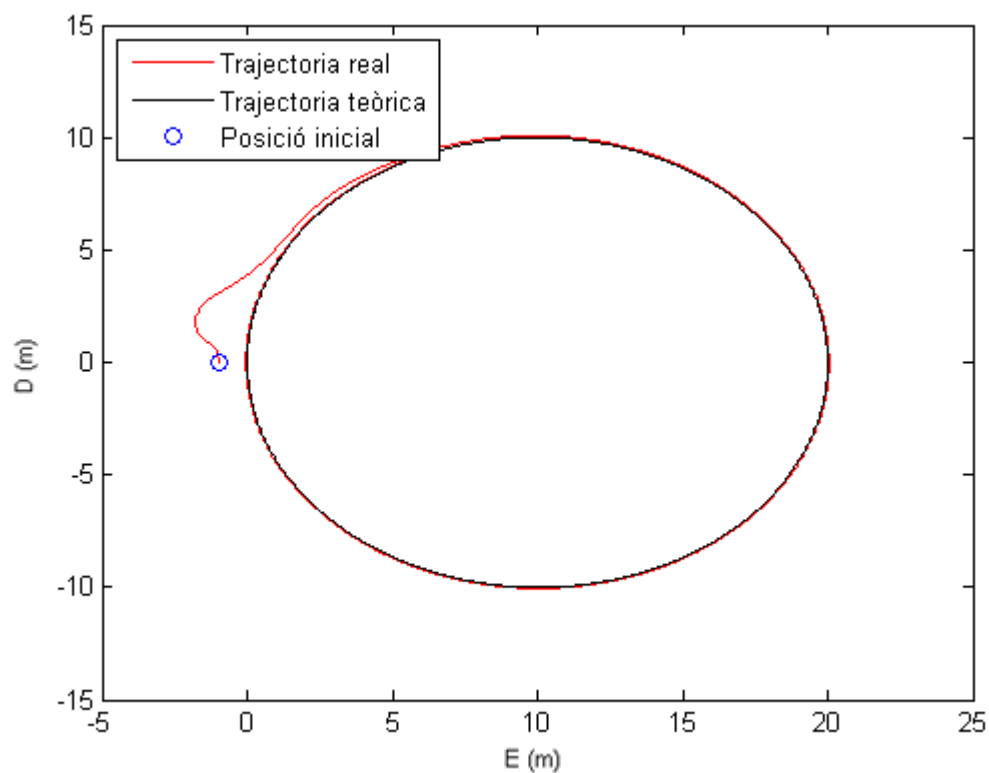


Figura 46. Trajectòria seguida per l'helicòpter

A continuació es presenten altres figures que resulten útils de cara a veure el funcionament de l'algoritme.

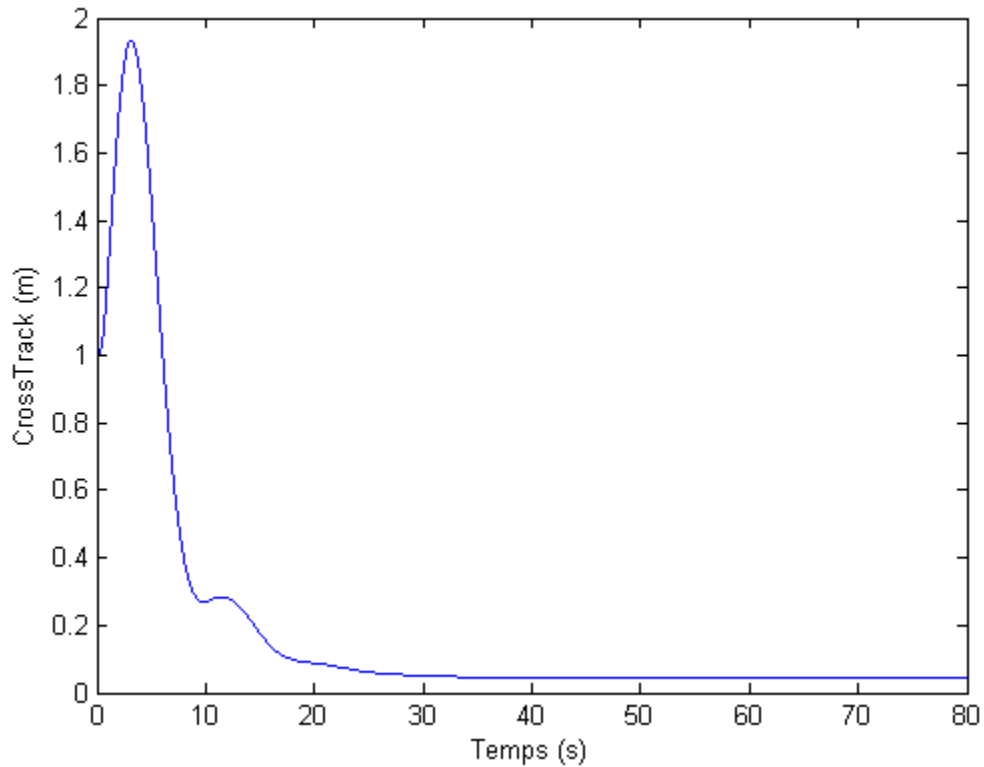


Figura 47. Evolució del cross-track error amb el temps

A la figura 47 s'observa l'evolució del *cross-track error* amb el temps. En aquest cas el *cross-track error* es calcula com:

$$d = \sqrt{(N - y_c)^2 + (E - x_c)^2} - R$$

On N i E són les coordenades de l'helicòpter, x_c i y_c són les coordenades del centre de la circumferència i R és el radi de la mateixa.

Aquesta expressió és la que resulta calcular el radi que tindria una circumferència amb el mateix origen que la circumferència a seguir menys el radi d'aquesta. Això es veu més clarament de forma gràfica a la figura 48.

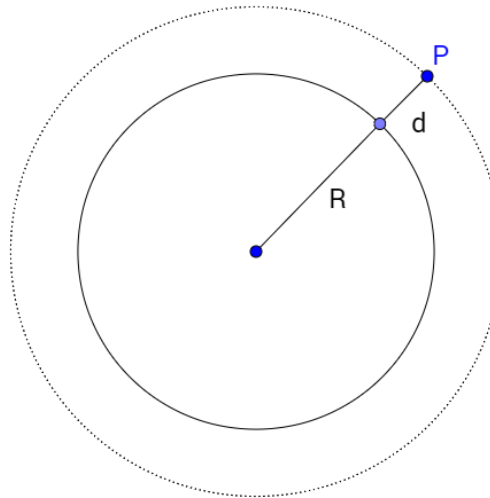


Figura 48. Càlcul del cross-track error

En aquest cas s'observa com el *cross-track error* es redueix ràpidament fins a ser pràcticament zero, i es manté constant, mantenint un petit error estacionari. Aquest *cross-track* que queda en el règim permanent es deu a que com s'ha vist al principi, la resposta de l'angle de guinyada del sistema és lenta i, per tant, com que l'angle de guinyada en una circumferència canvia constantment, hi ha aquest error estacionari, perquè el sistema mai arriba a assolir la consigna demanada.

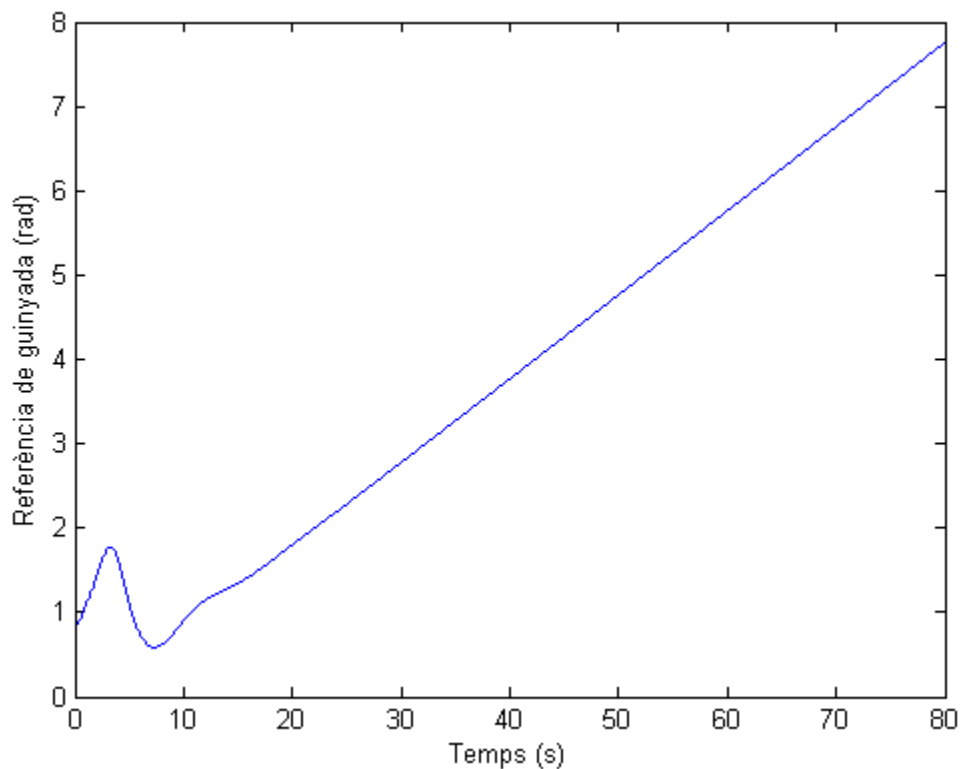


Figura 49. Evolució la consigna de guinyada amb el temps

A la figura 49 s'observa un pic al principi de la simulació, aquest es deu a l'estat del principi. Després l'angle de guinyada evoluciona de forma perfectament lineal per seguir adequadament la trajectòria.

A continuació es veurà el comportament de l'algoritme per a diferents angles de guinyada inicials:

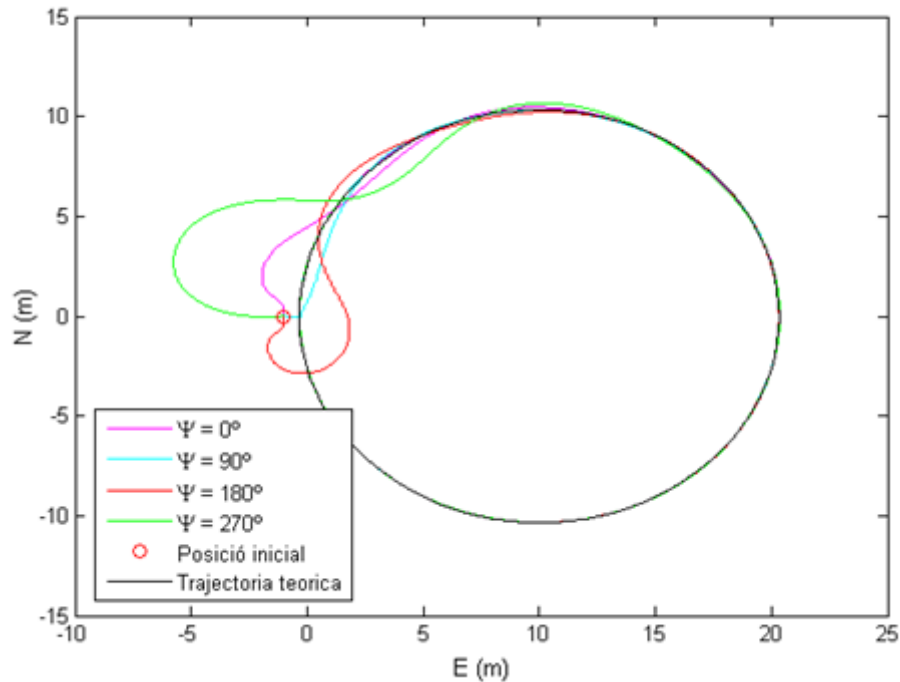


Figura 50. Trajectòria de l'helicòpter per a diversos angles inicials de guinyada

A la figura 50 s'observa la trajectòria seguida per l'helicòpter per a quatre angles de guinyada diferents. Es veu com l'helicòpter és capaç de seguir la trajectòria correctament en tots els casos, inclosos els més desfavorables com són els casos $\Psi=180^\circ$ i $\Psi=270^\circ$.

Ara es presentaran els resultats obtinguts al realitzar la mateixa simulació canviant el paràmetre L:

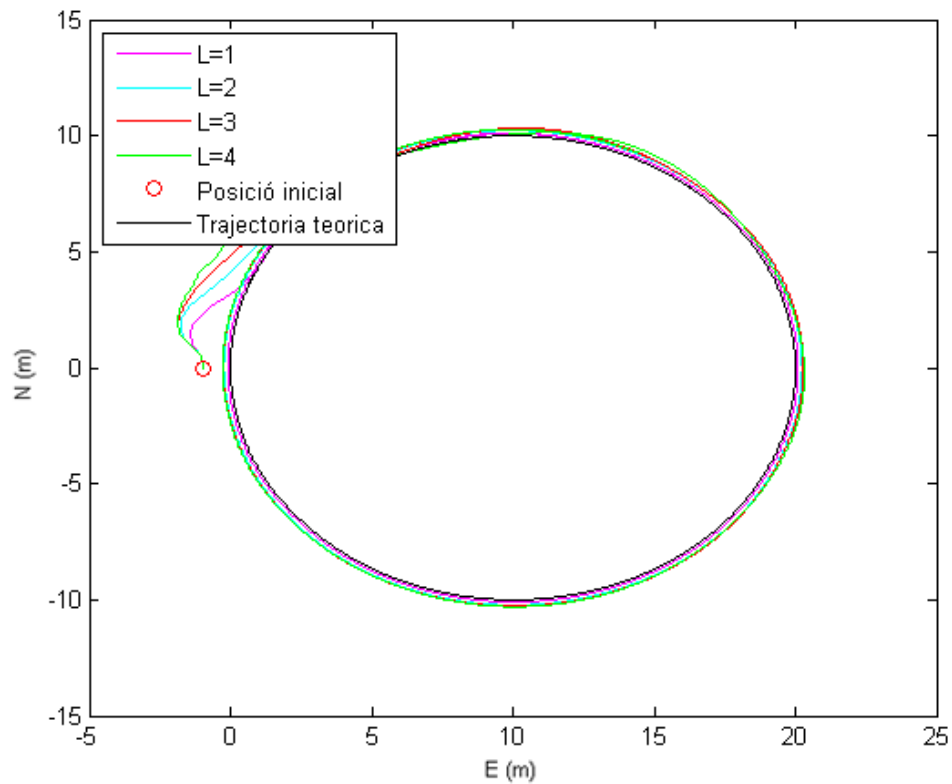


Figura 51. Trajectòria de l'helicòpter per diversos paràmetres L

A la figura 51 es mostra la trajectòria seguida per l'helicòpter i el *cross-track error* per a diversos valors del paràmetre L . Tal i com es pot observar, el fet d'augmentar el paràmetre L implica que l'error estacionari també augmenti, és per això que serà desitjable seleccionar un valor de L com més petit possible per tal de reduir el *cross-track error*.

Ara s'observarà l'efecte del paràmetre increment de temps sobre l'algoritme. Per fer això es realitzarà la mateixa simulació, amb els mateixos paràmetres i condicions inicials, modificant el paràmetre Δt .

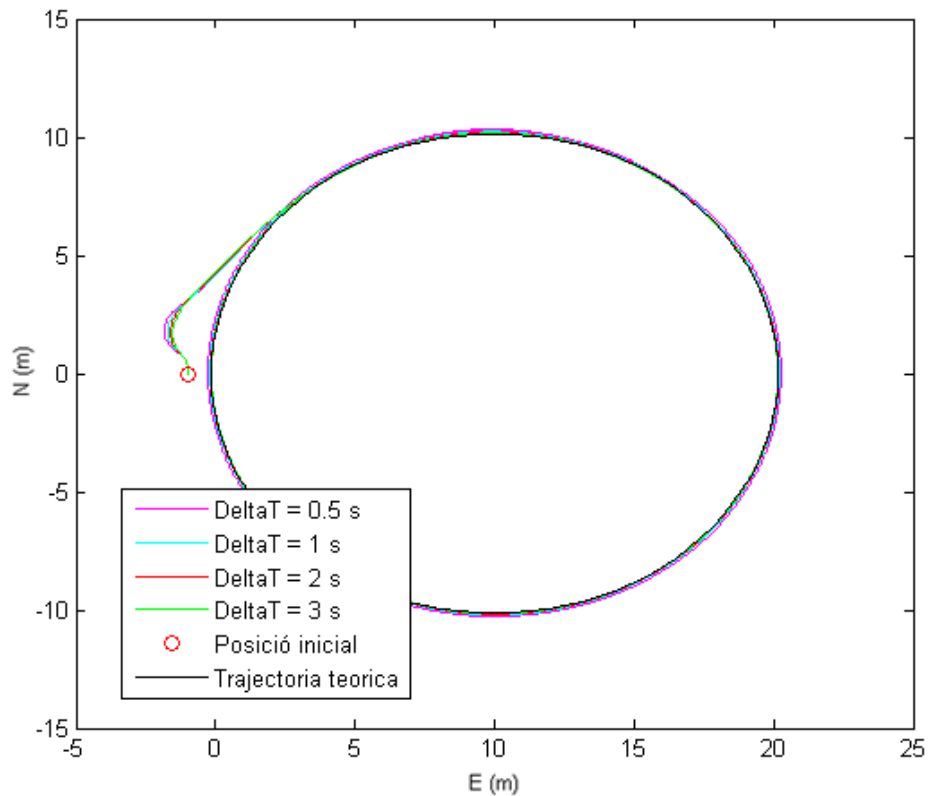


Figura 52. Trajectòria de l'helicòpter per diversos increments de temps

Tal i com es pot veure a la figura 52, com més s'augmenta el paràmetre increment de temps, més petit es fa l'error estacionari. Interessarà, doncs, ajustar increments de temps el més gran possibles per tal de reduir l'error estacionari.

Finalment es compararà el rendiment de l'algoritme amb els diferents paràmetres amb les variables suma de l'esforç de control (U) i la suma del *cross-track error* (D).

S'han simulat diversos increments de temps i longituds L i s'han combinat aquests dos paràmetres de totes les formes possibles. Els valors simulats són:

- Δt : 1, 2, 3, 4 segons.
- L : 1, 2, 3, 4 metres.

A la taula 4 es pot veure la correspondència dels punts del gràfic.

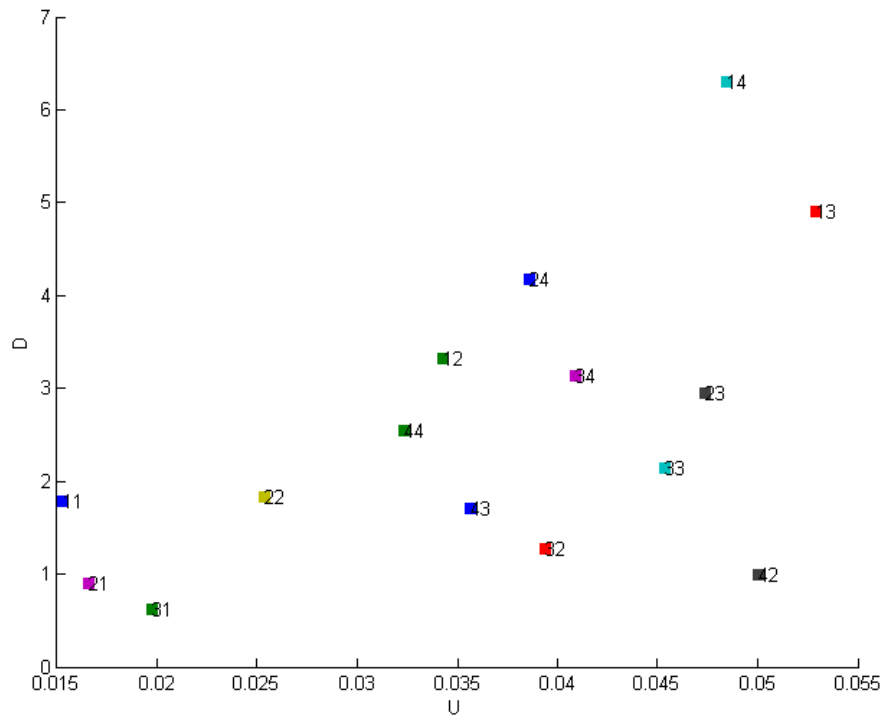


Figura 53. Suma del cross-track en front de l'acció de control

L(m)	Δt (s)	1	2	3	4
1		11	21	31	41
2		12	22	32	42
3		13	23	33	43
4		14	24	34	44

Taula 4. Llegendra de la figura 53

Observant la figura 53 es dedueixen una sèrie de comportaments que serviran per veure la millor selecció possible dels paràmetres.

Primer de tot, s'observa com en augmentar el paràmetre increment de temps es redueix la suma del *cross-track*. Respecte a la suma de l'acció de control sembla que aquesta també es veu reduïda a l'augmentar el paràmetre increment de temps, tot i que hi ha algunes excepcions.

En quant a la longitud del paràmetre L, sí que hi ha una tendència clara, com més gran sigui aquesta, més augmenten tant la suma de l'esforç de control com la suma del *cross-track error*.

En conclusió interessa sintonitzar valors d'increments de temps el més grans possibles i longituds del paràmetre L el més petites possibles.

3.4.2. Ampliació de la *NonLinear Guidance Law* al seguiment d'hèlixs

Tal i com s'ha vist a l'apartat 2.2., l'algoritme està pensat per a seguir trajectòries planes, però és ampliable a trajectòries tridimensionals. En aquest cas, el que s'aconseguirà és fer que l'helicòpter segueixi una hèlix.

Per fer que l'algoritme segueixi una hèlix és convenient tenir present la seva equació paramètrica en el temps:

$$\vec{r}(t) = (\cos \omega t, \sin \omega t, kt)$$

Per tant, coneixent el temps de simulació, s'obté la coordenada z de la trajectòria desitjada. Finalment v_z es calcula de forma anàloga a la de l'apartat 3.2.2:

$$v_z = v_{z0} \cdot (1 + \sin(\eta_v))$$

On en aquest cas θ_v es calcula com:

$$\theta_v = \frac{z - \text{Down}}{L_v}$$

En aquest calcular el *cross-track error* resulta més complicat, ja que el càlcul de la distància mínima d'un punt qualsevol a una hèlix no és trivial. És per això que a continuació es detalla el procediment seguit per tal de realitzar aquest càlcul.

Sigui la hèlix $\vec{r}(t) = (\cos \omega t, \sin \omega t, kt)$ i el punt on es troba l'helicòpter P (a,b,c). Sigui $Q = (\cos \omega t, \sin \omega t, kt)$ el punt més proper a l'hèlix, llavors el vector PQ ha de ser perpendicular a la tangent de l'hèlix en el punt Q, la qual ve donada per $(-\sin \omega t, \cos \omega t, k)$, per tant, expressat matemàticament queda com:

$$\overrightarrow{PQ} \cdot \frac{d\vec{r}}{dt} = 0$$

Desenvolupant aquesta equació s'arriba a:

$$-(\cos \omega t - a) \cdot \sin \omega t + (\sin \omega t - b) \cdot \cos \omega t + (kt - c) \cdot k = 0$$

Tot i això, aquesta no és l'equació que es resoldrà; el que es farà és de forma anàloga al cas de rectes en l'espai, en aquest apartat també es treballarà amb el l'anteriorment definit *cross-track* vertical d_v , és a dir, la distància que hi ha entre la trajectòria teòrica i la posició de l'helicòpter en el pla Est-A baix.

L'equació es dedueix de forma anàloga i resulta:

$$-(\cos \omega t - a) \cdot \sin \omega t + (kt - c) \cdot k = 0$$

Com es pot veure es tracta d'una equació trigonomètrica que s'ha de resoldre numèricament, la qual cosa provoca que la simulació en *simulink* es torni extremadament lenta perquè treballar en simbòlic és computacionalment molt costós. És per això, que en aquest cas el bloc de control de trajectòria s'executarà de forma discreta un cop cada segon, en comptes d'executar-se de forma contínua.

Per aquest cas l'algoritme queda de la següent manera:

NonLinear Guidance Law en hèlixs

Paràmetres inicials: $W_i = (N_i, E_i), W_{i+1} = (N_{i+1}, E_{i+1}), p = (N, E), L, L_v$

1. *Determinar els VTPs*

2. *if el punt d'intersecció no existeix:*

while el VTP no existeixi:

$$L = L + \Delta L$$

end

3. $\theta = \text{atan2}(y - N, x - E), \quad \theta_v = \text{atan2}(z - D, x - E)$

4. $\eta = \theta - \Psi, \quad \eta_v = \theta_v - \Psi_v$

5. $a_{c,cmd} = \frac{2v^2}{L} \sin \eta$

output: $\Psi_{ref} = \Psi_0 + \frac{a_c}{v} \cdot \Delta t, v_z = v_{z0} \cdot (1 + \sin(\eta_v))$

A continuació es realitzarà l'anàlisi d'aquest cas i, com en el cas de les rectes en l'espai, s'analitzarà només el comportament de l'algoritme en el pla Est-A baix ja que el rendiment en el pla Nord-Est és el mateix. Per aquest mateix motiu no es realitzaran tampoc les anàlisis d'angle de guinyada inicial o de la variació del paràmetre increment de temps.

A les figures 54 i 55 s'observa la trajectòria seguida per l'helicòpter amb els següents paràmetres i condicions inicials:

- Condicions inicials: $v_x = 1 \text{ m/s}, \Psi = 0^\circ, P_0 = (0, 0, 0)$.
- Paràmetres: $L = 2 \text{ m}, \Delta t = 2 \text{ s}$
- Hèlix a seguir: $\vec{r}(t) = (\cos \frac{t}{10}, \sin \frac{t}{10}, \frac{t}{2\pi \cdot 10})$

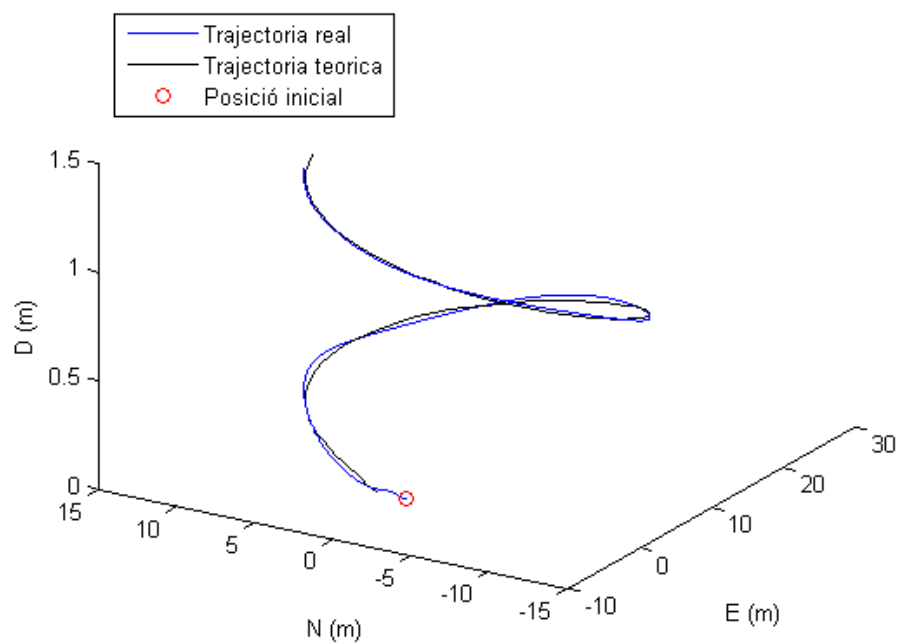


Figura 54. Vista isomètrica de la trajectòria

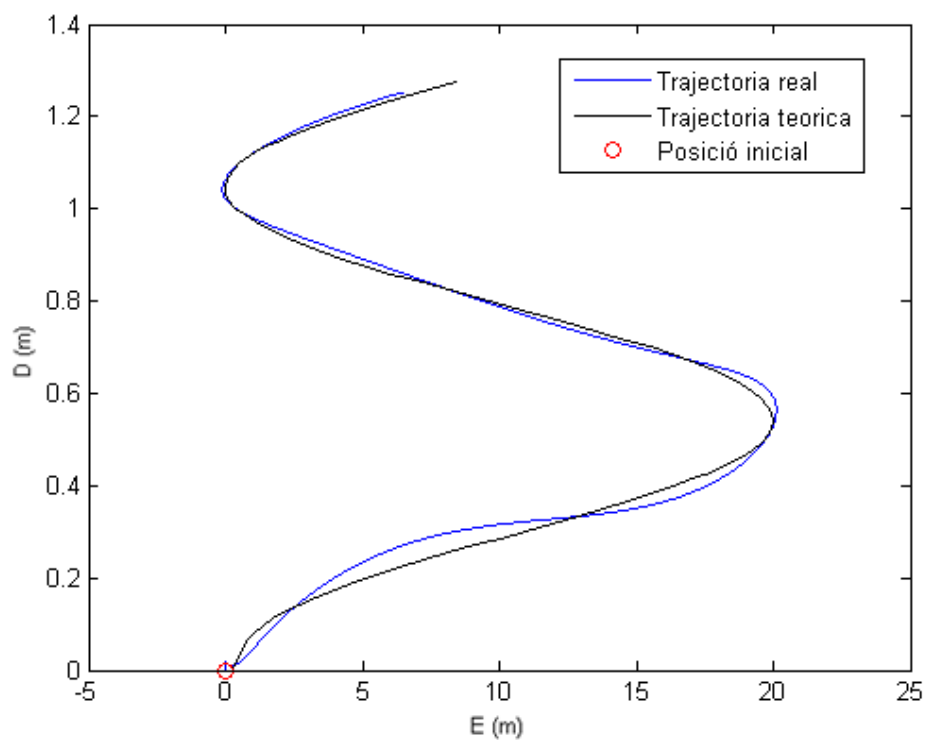


Figura 55. Vista de la trajectòria en el pla Est-A baix

Finalment, s'estudiarà el comportament de l'algoritme amb diferents paràmetres L . En aquest cas però, es definirà un nou paràmetre per mesurar l'error, el *cross-track error*, d_v , vertical, que serà la distància entre l'helicòpter i la recta en el pla Est- A baix. Això permet estudiar el rendiment de la part vertical de l'algoritme sense que aquesta es vegi alterada pel rendiment de l'algoritme en el pla Est-Nord, el qual ja s'ha estudiat en el punt anterior. No es faran els estudis de canvi d'angle de guinyada inicial o del canvi d'increment de temps ja que aquests no afecten a la modificació introduïda en aquest apartat.

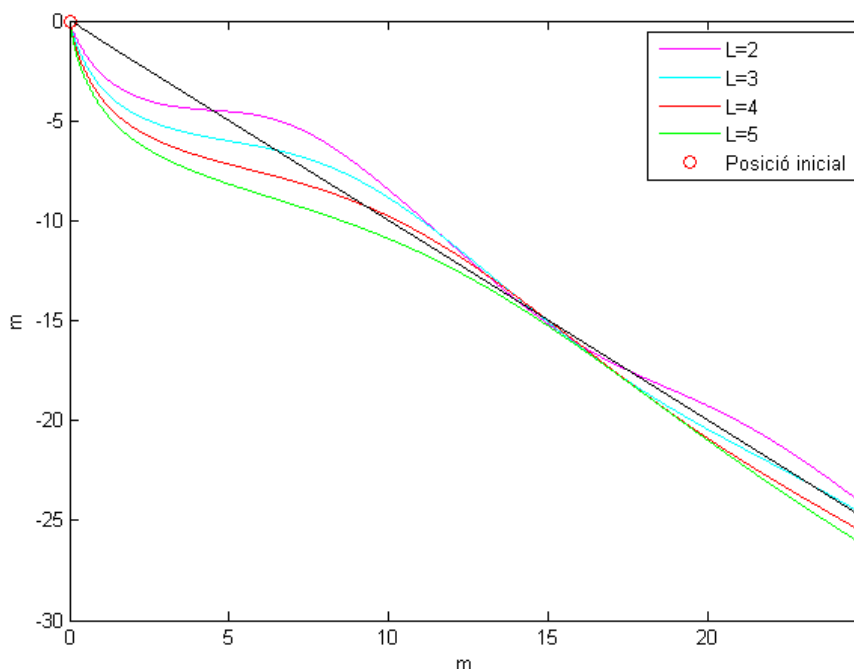


Figura 56. Trajectòria seguida per l'helicòpter en funció del paràmetre L

A la figura 56 es mostra la trajectòria seguida per l'helicòpter i el cross-track error per a diversos valors del paràmetre L . Com s'observa, el fet d'augmentar el paràmetre L comporta que l'amplitud amb la qual oscil·la l'helicòpter sobre la trajectòria a seguir es vegi reduïda. Per tant serà desitjable seleccionar un valor de L com més petit possible per tal d'evitar aquestes oscil·lacions.

Finalment, de forma anàloga a com s'ha fet pel cas pla, es compararà el rendiment de l'algoritme per a diferents paràmetres L en un gràfic suma de l'esforç de control en front de la suma del *cross-track error*. En aquest cas, però, l'acció de control no serà la guinyada sinó l'empenta del motor. De la mateixa forma que en l'estudi anterior, el *cross-track error* que es tindrà en compte serà el de la component vertical i no el total.

A la taula 5 es pot veure la correspondència dels punts del gràfic.

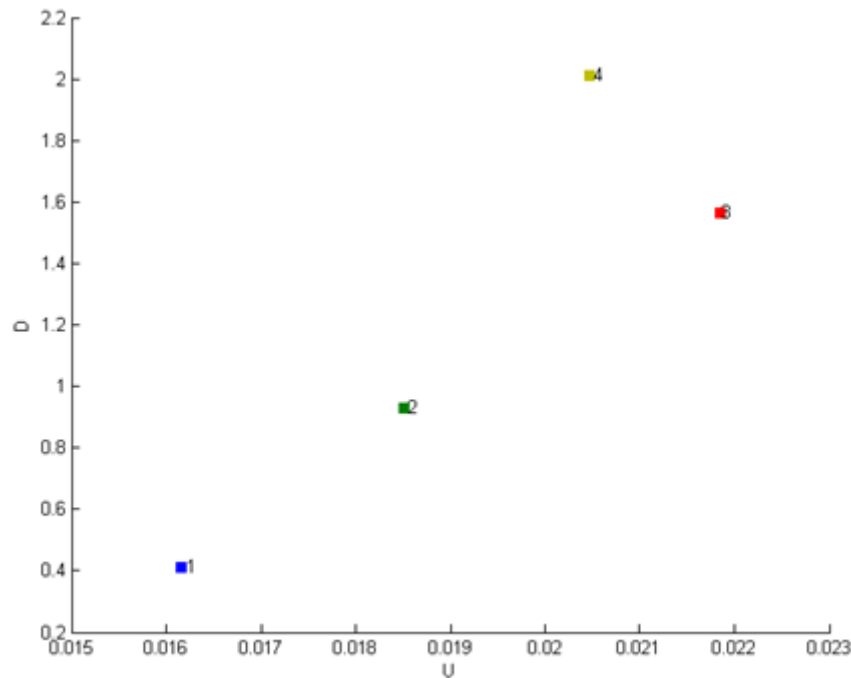


Figura 57. Suma del cross-track en front de l'acció de control

Punt	L (m)
1	1
2	2
3	3
4	4

Taula 5. Llegenda de la figura 57

Tal i com es pot veure a la figura 57, hi ha una correlació força clara, a excepció del punt 4, entre la longitud del paràmetre L i la suma del *cross-track error* i la suma de l'esforç de control, com més gran sigui el paràmetre L, el *cross-track error* es fa més gran i es necessita un esforç de control major. Cal destacar que tal i com s'ha comentat anteriorment no s'ha inclòs el paràmetre increment de temps en l'estudi ja que aquest no afecta al comportament de la part de l'algoritme encarregada del control d'altitud.

3.4.3. Seguiment de trajectòries circulars amb el morro mirant cap a dins

En el cas de les trajectòries circulars hi ha un cas que resulta d'un interès especial, és el cas del seguiment de trajectòries circulars amb el morro mirant cap en dins. Aquest cas pot ser útil en missions en què es vulgui filmar o fotografiar un objecte en 360°, per exemple.

Per aconseguir aquesta modificació en l'algoritme cal realitzar una rotació de 90° graus en sentit horari sobre l'eix z, d'aquesta forma s'aconsegueix transformar

la consigna de guinyada per tal de que l'helicòpter tingui el comportament desitjat. Aquesta rotació s'expressa com:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_x = \bar{\bar{A}}_{xy} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_y$$

$$\bar{\bar{A}}_{xy} = \begin{pmatrix} \cos 90^\circ & \sin 90^\circ & 0 \\ -\sin 90^\circ & \cos 90^\circ & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

No es farà l'estudi d'aquest cas ja que el funcionament i el rendiment és el mateix que en el cas de seguiment de trajectòries circulars planes.

4. Experimentació

En aquest apartat es presentaran els resultats experimentals obtinguts així com el funcionament del sistema de visió i del programa de control implementat en Matlab.

4.1. Mesures del sistema de visió

Tal i com s'ha comentat a la introducció del treball, el sistema de visió per ordinador instal·lat al laboratori del grup de recerca Sistemes Avançats de Control (SAC), està conformat per dues càmeres situades a 90° una respecte de l'altra que localitzen l'helicòpter mitjançant tres marcadors. A la figura 58 es poden veure les imatges que s'obtenen de les càmeres. Tal i com es pot veure el programa numera els punts per tal d'identificar-los i calcular correctament l'actitud de l'helicòpter.



Figura 58. Imatges obtingudes pel sistema de visió

El programa envia les dades a l'ordinador mitjançant el protocol UDP, i aquestes es mostren en un vector, tal i com es pot veure a la figura 59, que segueix la següent estructura: número de la mostra n , les coordenades x , y i z , els angles de capcineig, alabeig i guinyada respectivament, el factor de fiabilitat k , i finalment el temps de l'experiment t .

```

<n>3036.<x>0.331571<y>0.591014<z>3.098569<p>-6.801326<w>50.260990<r>1.447415<k>
1.000000<t>135.047000
<n>3069.<x>0.331693<y>0.592052<z>3.099014<p>-7.417626<w>50.089218<r>2.202590<k>
1.000000<t>135.625000
  
```

Figura 59. Dades mostrades pel sistema de visió

El factor de fiabilitat pren valors entre 0 i 1 i indica la fiabilitat de les dades de posició i actitud proporcionades. Aquest factor depèn del número de punts que sigui capaç d'identificar cada càmera, 1 si en ambdues s'identifiquen els tres punts, zero si en alguna de les dues no se'n identifica cap o un valor entremig en els altres casos. En aquest darrer cas, si algun punt no es pot trobar, aquest s'estima a partir de les mostres anteriors.

En quant a les coordenades x , y i z , cal destacar que aquestes no es corresponen amb les coordenades NED que eren habituals fins ara, sinó que es corresponen amb un sistema de coordenades propi del sistema de visió. És per això, que a continuació es detalla el tractament de dades necessari per a passar d'un sistema de referència a l'altre.

A la figura 60 es pot veure un esquema de com estan disposades les càmeres al laboratori i de quin són els seus eixos de coordenades. Tal i com es pot veure s'hauran de reordenar les coordenades de la forma zxy per tal de aquestes coincideixin amb el sistema NED. A més a més, abans s'ha de realitzar una rotació s'obre l'eix x per tal de corregir una petita inclinació que tenen les càmeres respecte el terra, aquesta rotació és de 3.115° graus.

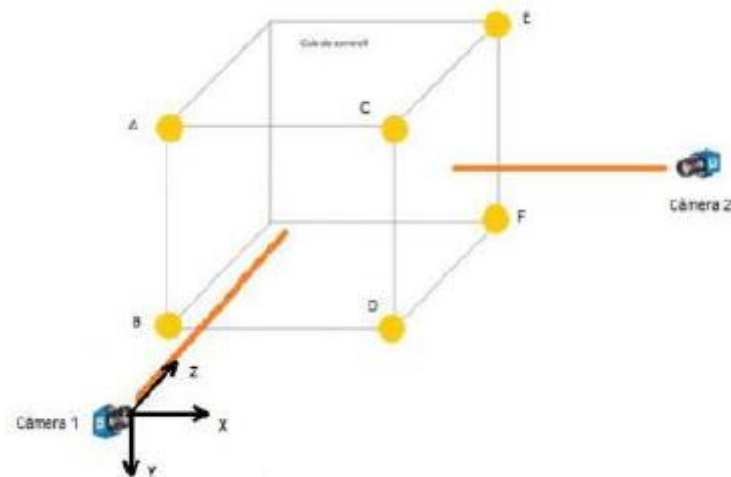


Figura 60. Esquema del posicionament de les càmeres al laboratori

Al laboratori s'han realitzat diversos experiments per tal de determinar la zona de treball i les coordenades de la mateixa, els resultats d'aquests han permès identificar que l'espai de treball està referenciat tal i com s'indica a la figura 61.

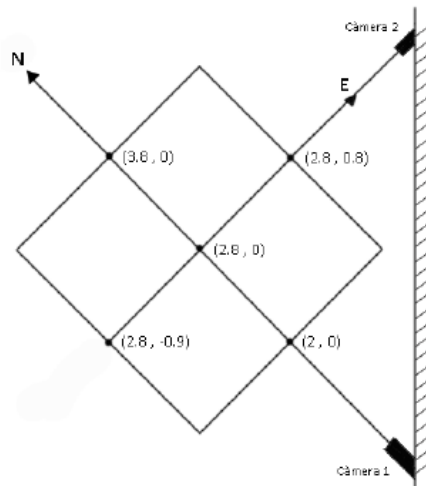


Figura 61. Sistema de coordenades del sistema de visió

Així mateix, també és important tenir present els convenis seguits per l'actitud de l'helicòpter. L'angle de capcineig en el sistema de visió està definit de forma contrària a com s'ha definit en el simulador, és a dir, en el sistema de visió una actitud de picat s'interpreta com un angle negatiu; caldrà doncs canviar el signe de l'angle de capcineig. El cas de l'angle de guinyada resulta una mica més complicat; el domini de l'angle de guinyada, tal i com es pot veure a la figura 62, està definit per doble, és a dir, el domini va de -90° a $+90^\circ$ i existeixen dos possibles orientacions per a cada angle. Caldrà doncs tenir molt present aquest fet i dissenyar les trajectòries per tal d'evitar que sorgeixin problemes a causa d'aquesta duplictat.

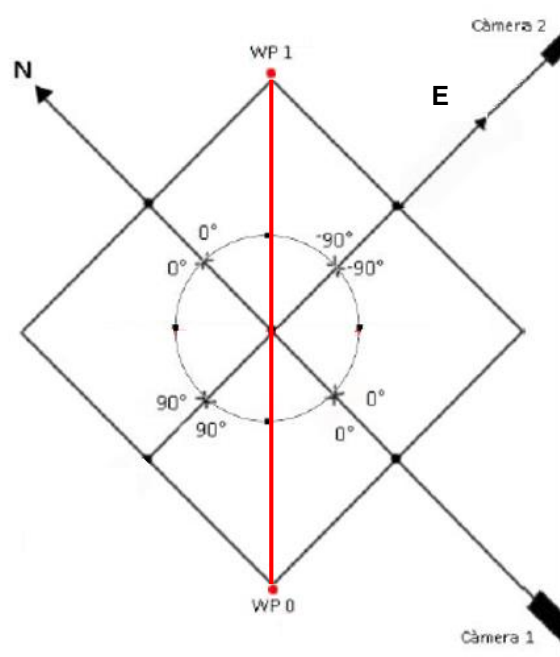


Figura 62. Adaptació del sistema de coordenades del sistema de visió

A més a més, cal tenir present una altra limitació del sistema de visió, si l'helicòpter mira de front o d'esquenes a una de les dues càmeres, aquesta no és capaç d'identificar els tres marcadors, ja que aquests es solapen entre ells, i per tant, no és possible obtenir la posició de l'helicòpter.

Tenint present aquestes limitacions, la trajectòria que es seguirà és la trajectòria marcada a la figura 62, ja que és la que millor evita les limitacions del sistema de visió i amb la qual s'aconsegueix un millor aprofitament de l'espai.

4.2. Conjunt de programes en Matlab

En aquest apartat s'introdueixen conjunt de programes desenvolupats en Matlab que permeten realitzar el control de l'helicòpter.

A la figura 63 es pot veure el diagrama de flux que relaciona els programes de Matlab encarregats del control. A continuació s'explica el funcionament general del sistema de cara a configurar els posteriors experiments de l'algoritme implementat en aquest projecte.

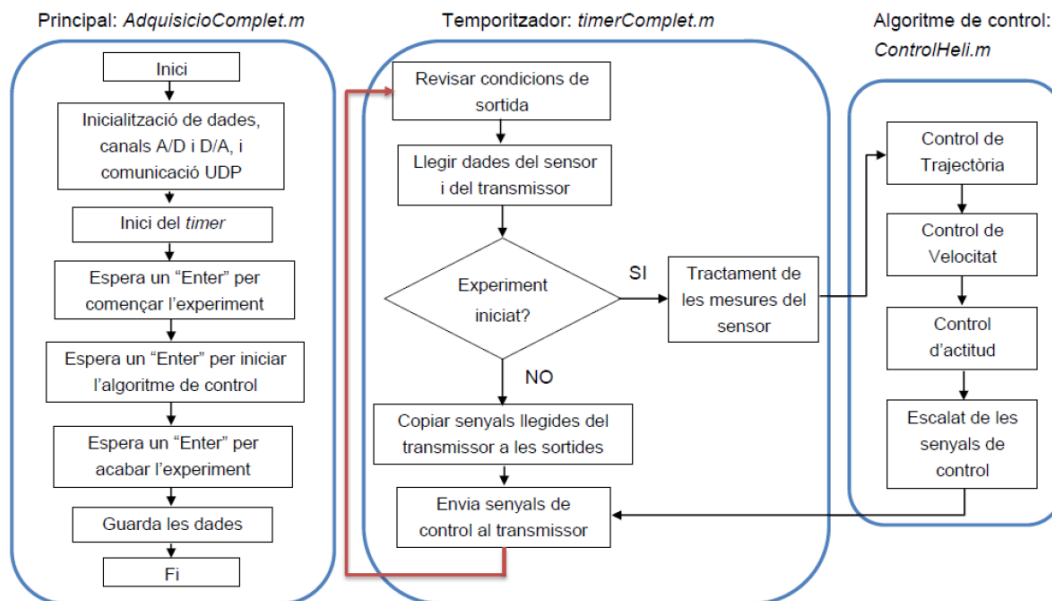


Figura 63. Diagrama de funcionament del sistema de control

En primer lloc, s'executa l'arxiu *AdquisicióCompleto.m*. Aquest codi inicialitza totes les variables, les comunicacions amb l'emissora i el sistema de visió i el timer que es la funció encarregada d'anar executant el programa cada 0.05 segons. Finalment el fitxer *Adquisició* de dades també serveix per interactuar amb l'usuari, ja que mitjançant la tecla "Enter" aquest pot establir quan comença l'experiment, quan comença el control automàtic de l'helicòpter i finalment quan finalitza l'experiment.

La funció *timerComplet* és l'encarregada d'enviar els senyals de control a l'emissora. Depenent de si s'ha iniciat o no el control les dades que s'envien a l'emissora són les llegides d'aquesta o les calculades per l'ordinador, les quals es calculen amb la funció *ControlHeli*.

Dins de la funció *ControlHeli* es troben diferents blocs: control de trajectòria, control de velocitat, control d'actitud i escalat de senyals. Serà doncs en el primer bloc, el de control de trajectòria on s'incorporarà la *NonLiner Guidance Law* que s'ha desenvolupat en el present projecte.

4.3. Experiments al laboratori de control

Un cop s'ha identificat correctament l'espai de treball, el funcionament del sistema de visió i dels programes de control implementats en Matlab, s'han realitzat els experiments. En primer lloc s'han realitzat uns experiments que han permès comprovar el correcte funcionament del sistema de control, i a continuació s'ha procedit realitzar les proves experimentals amb l'algoritme.

4.3.1. Ajustos previs

Les modificacions físiques que s'han realitzat a l'helicòpter durant l'apartat 2.4 han comportat que el centre de gravetat d'aquest es desplaçés cap endavant. Per tal de que l'helicòpter sigui controlable en aquestes noves condicions, s'ha ajustat un potenciòmetre integrat en el receptor ràdio control que ajusta el desplaçament màxim dels servomotors encarregats de moure el plat cíclic. Aquest increment en el recorregut dels servomotors comporta que l'helicòpter tingui ara una resposta diferent en front de la posició dels *sticks* de control, ja que amb aquest nou recorregut més ampli, es pot variar molt més l'orientació del plat cíclic. Per tant, com a conseqüència d'aquesta variació, ha calgut modificar les constants dels controladors fent-les més petites, ja que ara el mateix senyal de control implica una variació en l'actitud de l'helicòpter molt superior.

Així mateix, degut també a aquesta alteració del centre de gravetat de l'helicòpter, l'escalat dels senyals de control que s'envien a també s'han de canviar, ja que en el vol *hover* els *sticks*, principalment el del control longitudinal, no estan totalment centrats. A continuació, es presenta el resultat final, amb les constants ajustades, de les expressions que calculen el senyal de control que s'ha d'enviar al comandament, on les unitats estan en volts.

$$\begin{aligned} Col \cdot lectiu &= 0.45 + 2.55 * (scThrust + scThrust_{hover}) \\ Antiparell &= 0.3 + 1.5 * (-scYaw + 1) \\ Lateral &= 0.3 + 1.5 * (-scRoll + 1) \\ Longitudinal &= 0.3 + 1.35 * (-scPitch + 1) \end{aligned}$$

4.3.2. Experiments en el punt d'equilibri

En aquest apartat es mostren els resultats de l'experiment sobre el punt d'equilibri. L'objectiu d'aquest experiment és verificar el correcte funcionament

del conjunt de programes de Matlab i del software del sistema de visió. Es vol comprovar que efectivament el sistema de control és capaç de mantenir l'helicòpter de treball en vol a punt fix o *hover*.

L'experiment consisteix en el següent: primerament l'usuari enlaira l'helicòpter i el deixa volant a punt fix. Seguidament es passa a control automàtic, moment en el qual el programa agafa com a referència la posició i l'angle de guinyada actual com a referència i intenta mantenir-los.

A continuació es presenten els resultats obtinguts en l'experiment, mitjançant les gràfiques de l'evolució de les coordenades NED en el temps. Aquestes gràfiques es poden veure en la figura 64.

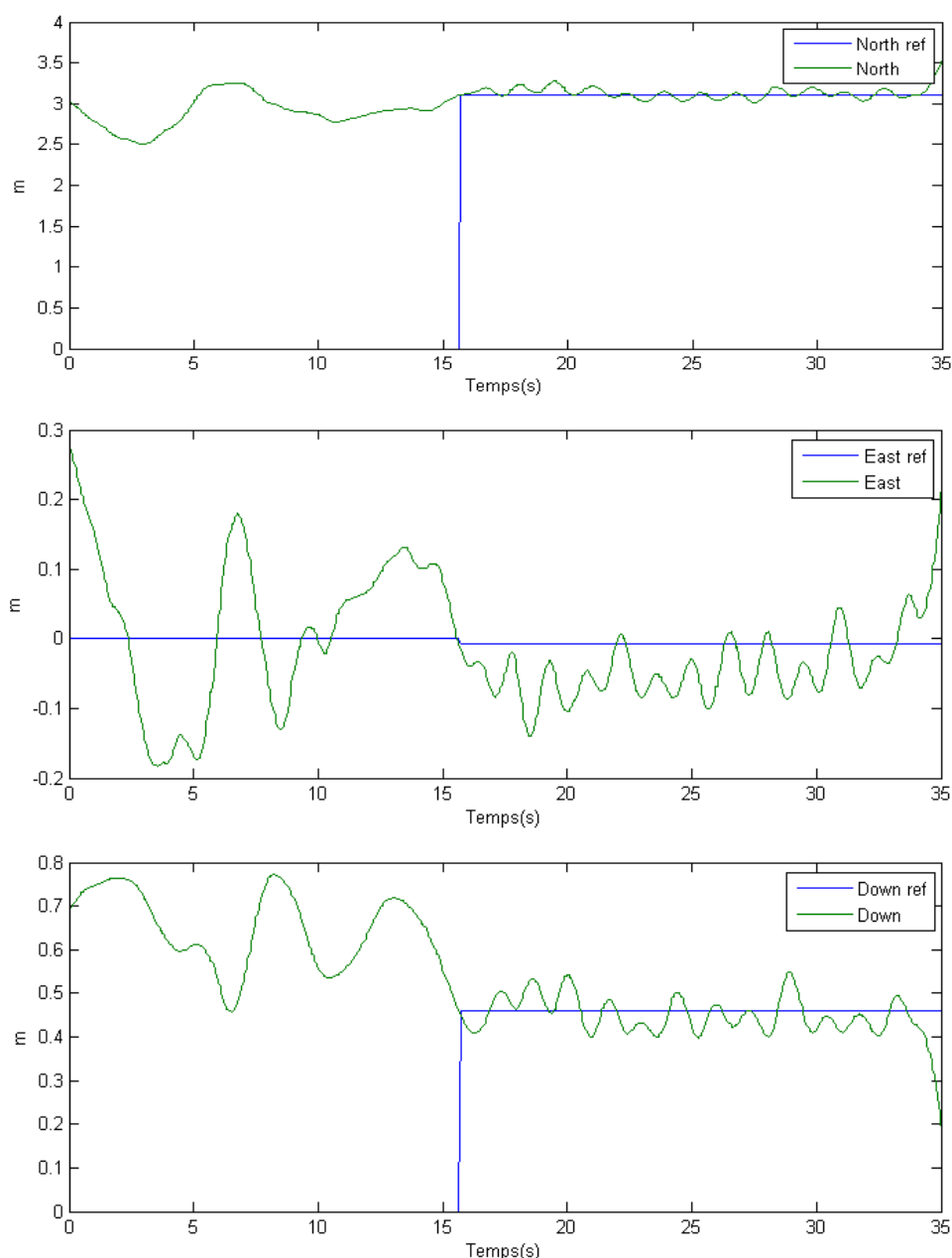


Figura 64. Evolució de la posició en el temps

Tal i com es pot veure a la figura 64, el control automàtic s'inicia al segon 16 aproximadament i dura uns 20 segons, fins el segon 34 aproximadament, on es reprèn el control manual. En els gràfics es pot veure el valor de la posició en verd i la consigna en blau. Tal i com es veu les coordenades presenten unes lleugeres oscil·lacions, aquestes oscil·lacions són petites, i l'error en cada coordenada no supera els 10 cm, uns resultats molt bons.

Un altre resultat interessant és l'evolució de l'angle de guinyada durant el temps de l'experiment. A la figura 65 es pot veure aquest resultat.

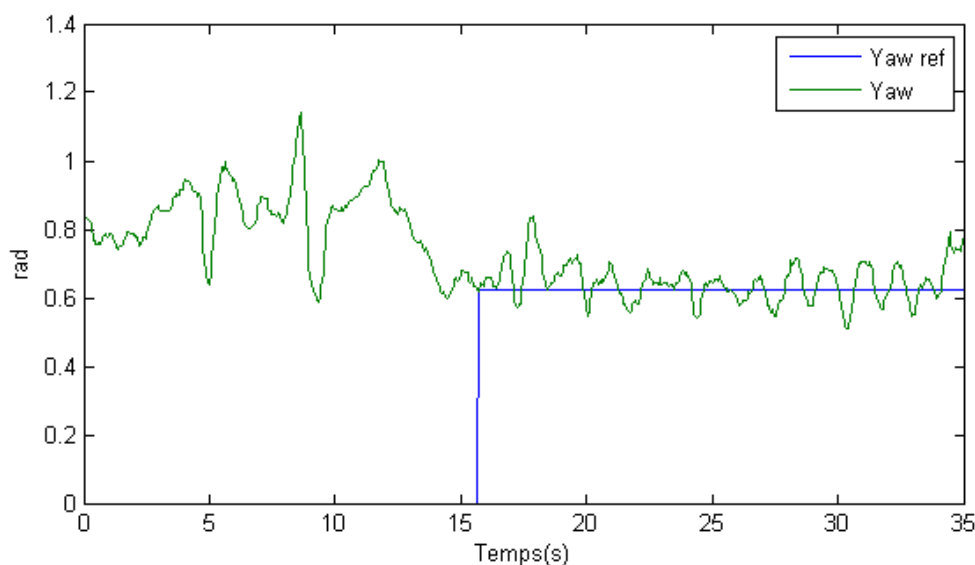


Figura 65. Evolució de l'angle de guinyada

Tal i com es pot veure a la 65, l'angle de guinyada també té petites oscil·lacions, en aquest cas d'uns 0.05 radians, que es corresponen a uns 3 graus.

Finalment, a les figures 66 i 67 es mostra la trajectòria seguida per l'helicòpter, tant en el pla Nord-Est com en l'espai.

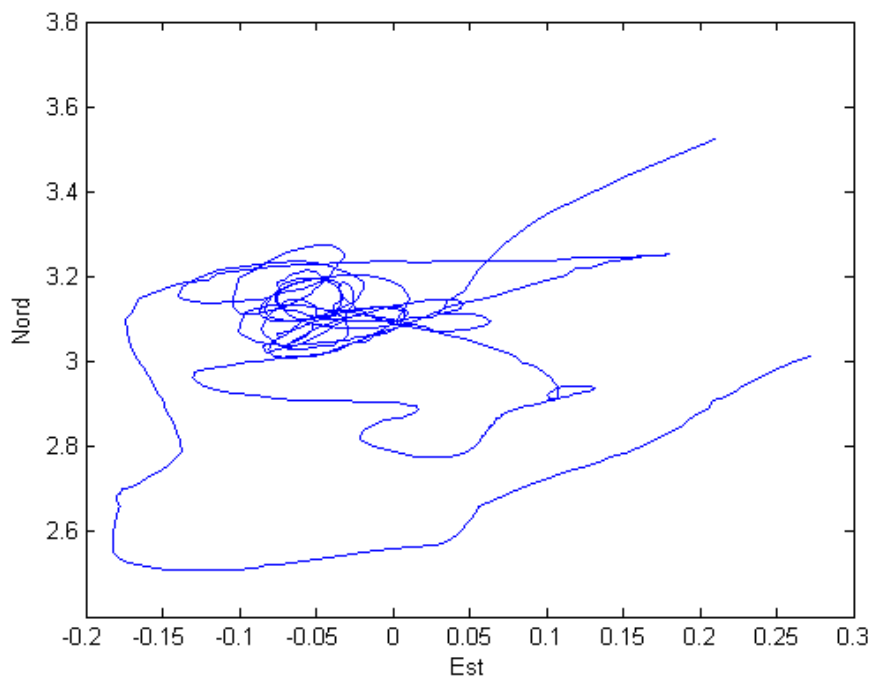


Figura 66. Trajectòria de l'helicòpter en el pla Nord-Est

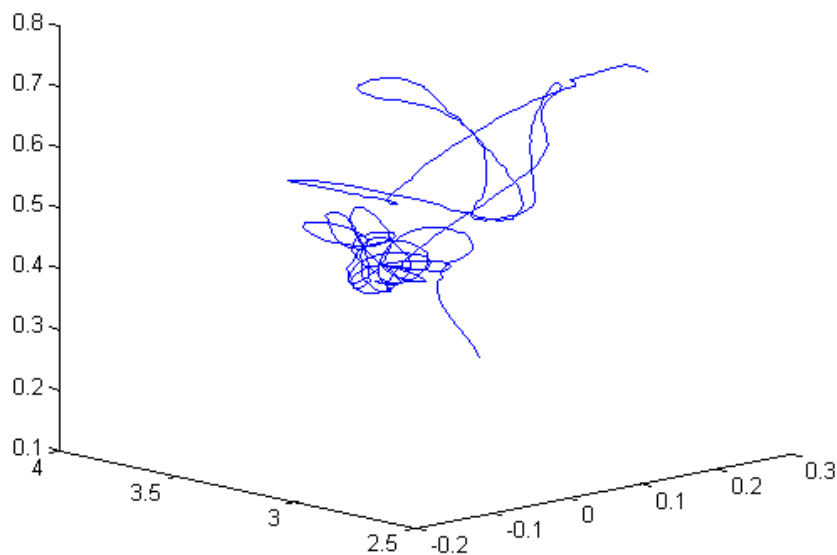


Figura 67. Trajectòria de l'helicòpter en l'espai

Així doncs, analitzant els resultats obtinguts, es pot concloure que el control funciona correctament i és capaç de mantenir l'helicòpter en vol a punt fix de forma força precisa.

4.3.3. Experiment seguint una trajectòria recta

En aquest experiment s'ha provat el sistema complet, amb l'algoritme de seguiment de trajectòria. L'objectiu és veure que aquest funciona correctament. Els paràmetres de la simulació són els següents:

- $L=1$ metre
- $\Delta t=2$ segons
- Posició inicial (aproximada): $(-0.5, 2.5, 0.4)$ metres
- Orientació inicial: 30 graus (respecte el sistema de referència del sistema de visió).
- $V_x=0.2$ m/s

A la figura 68 es mostra la trajectòria seguida per l'helicòpter en el pla Nord-Est i a la 69 es mostra la trajectòria en l'espai.

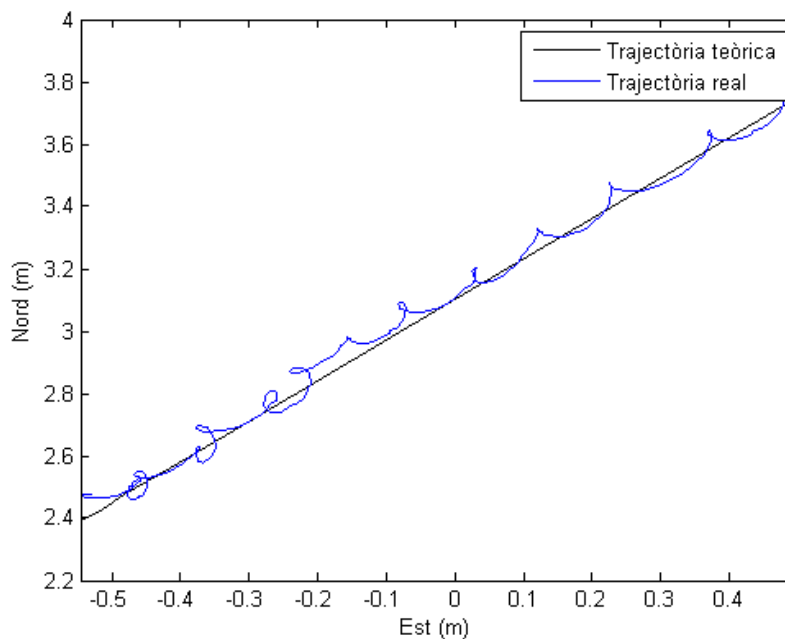


Figura 68. Trajectòria seguida per l'helicòpter en el pla Nord-Est

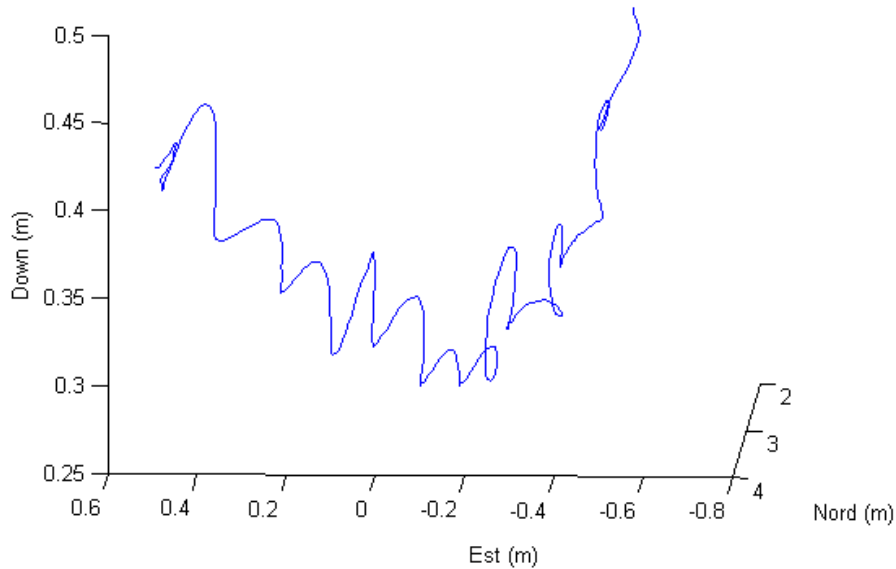


Figura 69. Trajectòria seguida per l'helicòpter en l'espai

Tal i com es pot veure a la figura 68, l'helicòpter és capaç de fer el correcte seguiment de la trajectòria. S'observen una sèrie de pics en forma de cresta d'onada que es deuen a que el control de l'angle de capcineig és una mica brusc.

En quant a la posició vertical, s'observa com l'helicòpter perd alçada al principi de l'experiment, però al llarg d'aquest aconsegueix recuperar l'alçada sol·licitada.

Finalment, a la figura 70, es pot observa l'evolució de l'angle de guinyada en front de la seva referència. En ella s'observa com l'angle de guinyada es veu reduït al principi i com el control de trajectòria intenta corregir aquesta desviació inicial i com finalment aconsegueix estabilitzar l'angle de guinyada en el valor desitjat.

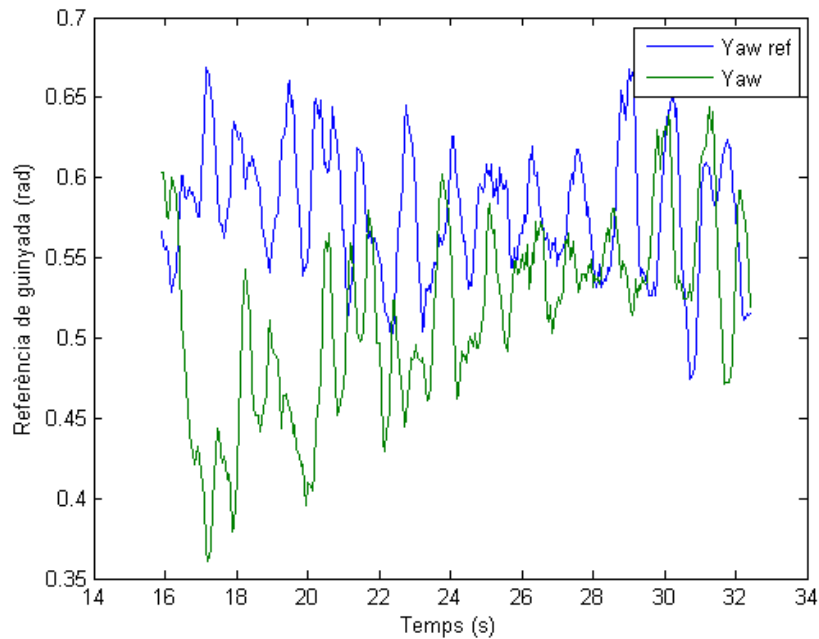


Figura 70. Evolució de l'angle de guinyada en el temps

Com a conclusió d'aquest apartat, es veu doncs, que el control de trajectòria funciona correctament i de forma força acurada, tot i les imprecisions que es tenen degudes a la falta de robustesa del sistema de visió.

4.3.4. Experiment de seguiment de trajectòries circulars

En aquest apartat s'ha intentat aplicar l'algoritme de seguiment de trajectòries en el cas circular, malauradament no ha estat possible degut a l'existència dels punts crítics en què es perd la posició de l'helicòpter. S'ha intentat minimitzar la influència d'aquesta limitació establint un radi el més gran possible, però tot i això, com que l'espai de treball és força reduït, no ha estat suficient.

5. Conclusions

Amb la realització d'aquest projecte es considera que s'han assolit els objectius principals. S'ha estudiat, dissenyat i implementat, tant en el simulador com al laboratori, un algoritme de seguiment de trajectòria capaç de controlar l'helicòpter per realitzar el seguiment d'una ruta donada.

En primer lloc, s'ha fet una revisió de l'estat de l'art. Mitjançant aquesta tasca s'han vist diferents possibilitats i solucions que es fan servir per treballar amb vehicles no tripulats. Com a conclusions d'aquesta part es veu que un primer pas força habitual per implementar un control de trajectòria és fer ús d'algoritmes geomètrics o de control més o menys complexos en funció del tipus de vehicle. D'entre els algoritmes existents, s'ha triat desenvolupar l'algoritme geomètric anomenat *NonLinear Guidance Law*.

A continuació, s'ha fet una introducció a l'espai de treball i a l'helicòpter ràdio control, així com el condicionament d'aquest. Durant el condicionament de l'helicòpter s'han redissenyat totes les modificacions de l'helicòpter que s'havien realitzat en treballs anteriors per tal de fer-lo més lleuger i aconseguir que aquest volés, ja que a l'inici del treball no era capaç de fer-ho. Per tant, d'aquesta part es pot concloure que s'ha aconseguit un primer objectiu, que és fer que l'helicòpter sigui capaç de volar correctament.

Seguidament s'ha implementat i, en simulació, estudiat la *NonLinear Guidance Law*. S'ha realitzat un estudi exhaustiu del comportament de l'helicòpter en el seguiment de línies rectes i circumferències en dues i tres dimensions. Els resultats obtinguts són satisfactoris i demostren la viabilitat d'implementar l'algoritme sobre l'helicòpter de treball. Es poden dividir les conclusions d'aquest estudi en dos blocs, un per a cada cas.

En primer lloc, per fer el seguiment d'una trajectòria recta, s'ha vist com la longitud del paràmetre L i el paràmetre increment de temps afectaven sobre la simulació. En aquest estudi s'ha determinat que l'algoritme aconsegueix seguir la trajectòria sense oscil·lacions quan s'utilitzen longituds del paràmetre L petites i increments de temps grans. En quant a l'orientació inicial de l'helicòpter, s'observa com l'algoritme és capaç de fer que l'aeronau segueixi la trajectòria desitjada per a qualsevol orientació inicial, tot i que, presenta un error menor com més propers siguin els valors de l'orientació inicial i l'orientació desitjada. En el cas de trajectòries rectes en l'espai s'arriba a les mateixes conclusions en quant al comportament de l'helicòpter en funció de la longitud del paràmetre L , com més petita sigui aquesta amb menys oscil·lacions es produeix el seguiment.

En segon lloc, s'ha realitzat el mateix estudi per al seguiment de trajectòries circulars. Les conclusions obtingudes han sigut les mateixes que en el cas

rectilini, tant en el cas de seguiment de trajectòries circulars planes, com en el cas de seguiment d'hèlixs.

Finalment, a la darrera part del projecte s'ha implementat l'algoritme en el sistema real.

Primerament, s'han dut a terme tasques d'identificació del sistema de referència del sistema de visió per tal de poder adaptar l'algoritme a aquest sistema de referència. Durant aquesta identificació, s'ha constatat que el sistema de visió presenta certes limitacions. El principal problema és que el sistema de visió no és prou robust. En certes situacions en què l'helicòpter està orientat directament cap a una de les càmeres, aquesta no identifica correctament els punts i, per tant, el sistema no pot calcular acuradament la posició i l'actitud. A continuació, s'han ajustat les constants dels controladors i el voltatge dels senyals de control en el punt d'equilibri. Ha sigut necessari realitzar aquests ajustos perquè s'ha modificat el potenciòmetre que regula el recorregut dels servomotors del plat cíclic. L'ajustament del potenciòmetre ha sigut necessària degut a que la posició del centre de gravetat havia canviat a causa de les modificacions realitzades a l'helicòpter. Un cop s'han ajustat els controladors, s'ha realitzat un primer experiment que ha consistit en fer que l'helicòpter volés a punt fix. El resultat d'aquest primer experiment ha estat satisfactori i indica que el sistema funciona correctament. Seguidament, s'han realitzat experiments de seguiment de línies rectes planes. L'algoritme és capaç de resoldre la trajectòria desitjada, i s'ha observat un comportament similar al de les simulacions. Pel que fa al seguiment de circumferències l'inconvenient esmentat referent al sistema de visió i el reduït espai del laboratori no han permès obtenir resultats adequats. A mode de conclusió, els resultats obtinguts permeten concloure que és possible implementar l'algoritme *NonLinear Guidance Law* sobre l'helicòpter real tot i les limitacions existents.

6. Línies futures

Durant la realització d'aquest projecte s'han identificat una sèrie de possibles millores futures que poden representar un punt de partida per a nous treballs.

En aquest treball s'ha implementat un algoritme de seguiment de trajectòries rectilínies i circulars. Una possible millora futura, seria el seguiment de trajectòries complexes composades per rectes i arcs de circumferència, mitjançant un bloc superior al control de trajectòria.

Una altra possible línia futura seria ampliar el problema a un problema de *path-planning*, és a dir un problema en el qual l'helicòpter hagués de dissenyar ell la ruta a través d'uns obstacles.

Una altra possibilitat seria la implementació d'altres algoritmes per realitzar el seguiment de trajectòries. La programació i el disseny de nous algoritmes permetrien ampliar el ventall de possibilitats i poder fer una comparació de rendiments amb l'objectiu de triar aquell o aquells més òptims en cada situació.

Pel que fa a la part experimental, s'ha vist com el sistema de visió suposa una gran limitació. Així doncs, dissenyar un sistema de visió més robust, amb la inclusió de més càmeres que evitin la pèrdua del seguiment de l'helicòpter quan aquest s'encara a una càmera, seria una línia futura molt productiva.

Finalment, una altra possible línia futura seria la de substituir l'helicòpter coaxial per un amb rotor de cua, ja que aquest permeten fer maniobres acrobàtiques com vols invertits entre d'altres que suposen un nou repte pel que fa al disseny del control i obre un gran ventall de possibilitat en el disseny de trajectòries.

7. Referències

- [1] Sujit, P. B., Saripalli, S., & Sousa, J. B. (2014). Unmanned Aerial Vehicle Path Following: A Survey and Analysis of Algorithms for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicless. *IEEE Control Systems*, 34(1), 42–59.
- [2] T. Rubí Perelló (2015). Study for the modelling and control of a coaxial helicòpter Unmaned Aerial Vehicle (UAV). *UPCommons*
- [3] Park, S., Deyst, J., & How, J. P. (n.d.). A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference 16-19 August 2004, Providence , Rhode Island
- [4] S. Park, J. Deyst, F.P. How. Lyapunov Stability of a Nonlinear Guidance Law for UAVs. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference 15-18 August 2005, San Franciso, California.
- [5] P. K. A. MENON, M. E. BADGETT, R. A. WALKER, and E. L. DUKE. "Nonlinear flight test trajectory controllers for aircraft", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 10, No. 1 (1987), pp. 67-72.
- [6] Fossen, T.I., Breivik, M., Skjetne, R., 2003. Line-of-sight path following of underactuated marine craft. In: *Proceedings of the Sixth IFAC conference on Maneuvering and Control of Marine Crafts (MCMC'2003)*, Girona, Spain, pp. 244–249.
- [7] R. Rysdyk, "UAV path following for constant line-of-sight," in *Proceedings of the 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations - Aerospace*, San Diego, California, USA, 2003.
- [8] Morcego, B. (2012). Coaxial UAV helicopter control laboratory design. In *Control & Automation (MED)*, 2012 20th

- [9] Jiang, Z., Han, J., Wang, Y., & Song, Q. (n.d.). Enhanced LQR Control for Unmanned Helicopter in Hover, 2006 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics 1438–1443. Harbin
- [10] Astrom KarlJ, Hagglund Tore. PID controller: theory, design and tuning. 2nd ed. Research Triangle Park (NC): ISA; 1995.
- [11] Qi, G., Song, P., & Li, K. (2009). Multivariable PID Neural Network Based Flight Control System for Small-Scale Unmanned Helicopter, 2009. ICIA '09. International Conference on Information and Automation 1331–1335. Macau.
- [12] Control PID, <http://control-pid.wikispaces.com/> [En línia]. [últim accés: Maig 2016].
- [13] Walkera. Walkera 5#10 - User Handbooks, [En línia]. Disponible: http://www.rcmodels.com.ua/files/z55-1024g0103_expe.pdf. [últim accés : Maig 2016]
- [14] A. Jordà Juanós (2011). Disseny d'un sensor software d'orientació per un helicòpter amb visió per computador, *UPCommons*.
- [15] MicroUAV Control Project, «<http://esaiict.upc.edu/microUAV>», [En línia]. [últim accés: Maig 2016].
- [16] Nelson, D. R., Barber, D. B., McLain, T. W., Member, S., Beard, R. W., & Member, S. (2007). Vector Field Path Following for Miniature Air Vehicles, *IEEE Transactions on Robotics* 23(3), 519–529.
- [17] Walkera. Walkersite.com [En línia]. [Últim accés: Octubre 2015].
- [18] J.L. Soto (2014). Desarrollo de Controladores Avanzados para el Seguimiento de Trayectorias de un Helicóptero Quadrotor. *TFG-Sevilla*

- [19] Wan, E. A., Bogdanov, A. A., & Road, N. W. W. (2001). Model predictive neural control with applications to a 6 DoF helicopter model, American Control Conference 488–493. Arlington Jun2 25-27 2001.
- [20] Zhu, B., & Huo, W. (2014). 3-D Path-Following Control for a Model-Scaled Autonomous Helicopter, IEEE Transactions on Control Systems Technology 22(5), 1927–1934. September 2014.
- [21] E.N. Johnson i S.K. Kannan, Adaptive Trajectory Control for Autonomous Helicopters. Journal of Guidance Control and Dynamics. Vol 28 N 3 May-June 2005.
- [22] Franko, S. (2009). LQR-Based Trajectory Control Of Full Envelope , Autonomous Helicopter Rhee, I., Park, S., & Ryoo, C. (2010). A Tight Path Following Algorithm of an UAS Based on PID Control, 1270–1273.
- [23] Rhee, I., Park, S., & Ryoo, C. (2010). A Tight Path Following Algorithm of an UAS Based on PID Control, SICE Annual Conference 2010 August 18-21 Taipei. Pp 1270–1273.
- [24] Cunha, R., Silvestre, C., & Pascoal, A. (n.d.). A PATH FOLLOWING CONTROLLER FOR MODEL-SCALE HELICOPTERS. ECC2003 1-4 september Cambrige.